



Общероссийский математический портал

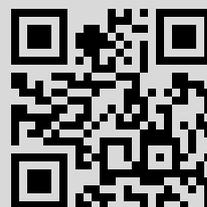
А. С. Епихин, В. Т. Калугин, Методы снижения и расчет нестационарных аэродинамических нагрузок при килевом бафтинге маневренного самолета, *Матем. моделирование*, 2017, том 29, номер 10, 35–44

Использование Общероссийского математического портала Math-Net.Ru подразумевает, что вы прочитали и согласны с пользовательским соглашением
<http://www.mathnet.ru/rus/agreement>

Параметры загрузки:

IP: 83.149.199.91

19 декабря 2019 г., 19:01:48



МЕТОДЫ СНИЖЕНИЯ И РАСЧЕТ НЕСТАЦИОНАРНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ НАГРУЗОК ПРИ КИЛЕВОМ БАФТИНГЕ МАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА

© 2017 г. А.С. Епихин, В.Т. Калугин

МГТУ им. Н.Э. Баумана

andrey.epikhin@bk.ru

Проведено численное и экспериментальное исследование влияния нестационарных турбулентных течений на элементы конструкции летательного аппарата. Представлены результаты численных расчётов обтекания тормозных щитков и установленного за ними киля маневренного самолета с применением открытого пакета OpenFOAM. Проведено сравнение этих данных с экспериментальными, которые получены в дозвуковой аэродинамической трубе МГТУ им.Н.Э.Баумана. Выполнена оценка пульсационных нагрузок, обусловленных наличием тормозного щитка, установленного при различных углах его отклонения. Для снижения пульсационных нагрузок предложены разновидности тормозных щитков с видоизмененными кромками и перфорацией. Анализ полученных данных в ходе численного и физического эксперимента позволил установить, что различные варианты перфорации тормозных щитков приводят к снижению пульсационных нагрузок.

Ключевые слова: открытый пакет OpenFOAM, модель турбулентности LES, нестационарные вихревые течения, бафтинговые нагрузки, тормозной щиток, перфорация, киль самолета.

COMPUTATIONAL MODELLING AND METHODS TO REDUCE FIN BUFFET LOADS ON AIRCRAFT

A.S. Epikhin, V.T. Kalugin

The article presents results of numerical calculations and experimental study of unsteady turbulent flow influence on the aerodynamic control devices. The numerical results of flow around airbrake and fin are presented. The calculations were performed using OpenFOAM software package. The experimental data were obtained in subsonic wind tunnel in BMSTU. The comparison computation and experimental data was conducted. Fluctuating loads on the fin caused by the airbrake, which was installed at different angles, was estimated. To reduce unsteady loads acting on the tail fin, perforation and edge modification of the airbrake have been proposed. It was found out that airbrake with perforation decreases buffet loads.

Key words: OpenFOAM software package, LES turbulent model, unsteady vortex flow, buffet loads, airbrake, perforation, fin.

Введение

Движение летательных аппаратов (ЛА) в атмосфере, как правило, сопровождается отрывом потока и образованием вихревых течений, которые приводят к перераспределению давления на поверхности аппарата и изменению его аэродинамических характеристик. При дозвуковом обтекании элементов конструкции ЛА за ними возникает зона

отрывного течения, параметры потока в которой носят вихревой пульсационный характер. Исследование вихревых течений и их взаимодействие с несущими поверхностями стало одной из актуальных задач в области авиации и ракетостроения. Особое место занимает проблема образования вихревых структур при обтекании летательного аппарата. Так, при дозвуковом обтекании элементов механизации крыльев, различных вариантов внешних управляющих устройств, а также осуществлении полётов на предельных углах атаки возникает нестационарное изменение их аэродинамических характеристик. Нестационарность обусловлена развитием вихревых зон (вихрей) вблизи поверхности тел, которые могут срываться в поток, образуя сложные структуры течений. С другой стороны, вихревые течения, генерируемые различными элементами конструкций ЛА, могут воздействовать на другие управляющие и стабилизирующие поверхности, расположенные в спутном следе, что вызывает их тряску (бафтинг), вследствие периодических ударных нагрузок. Бафтинг представляет собой колебания элементов конструкции, вызванные срывным обтеканием расположенных впереди элементов самолета и обусловленные быстро изменяющимися пульсациями давления. Изучению этого явления посвящен широкий спектр работ по математическому моделированию и экспериментальному исследованию бафтинговых явлений [1-4]. Анализ данных публикаций показал, что в дополнение к нестационарным эффектам, вызванным развитым вихревым потоком, выдвижные элементы, такие как дефлекторы или тормозной щиток (ТЩ), также являются источником турбулентных вихревых следов, приводящих к высоким уровням колебаний давления в следе. Воздействие такого следа может вызвать сильные структурные динамические нагрузки на горизонтальные и вертикальные стабилизаторы. В частности, периодический вихревой след от расположенного выше тормозного щитка может привести к нестационарным пульсационным нагрузкам на киле (рис.1). Установлено, что в настоящее время многочисленные исследования сконцентрированы на бафтинге килевого оперения. Наиболее опасным является случай, когда частота нестационарного вихревого течения, возбуждающего колебания, оказывается близкой или равной частоте собственных колебаний конструкции ЛА или его элементов. При этом возникают резонансные эффекты, которые характеризуются резким увеличением амплитуд силового воздействия, что может привести к разрушению конструкции.

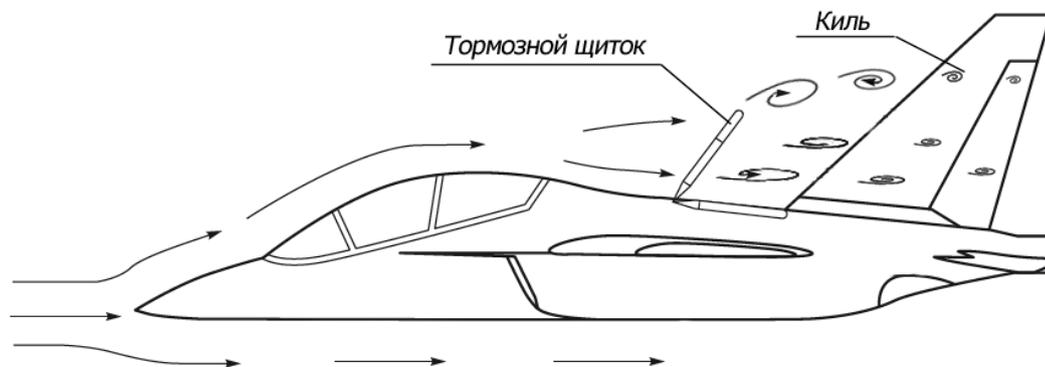


Рис.1. Схема обтекания летательного аппарата.

Проведенный анализ научных исследований и публикаций показал, что существуют различные методы уменьшения пульсационных нагрузок, к которым относятся видоизменение кромок органа управления [5,6] или его перфорация [7-11].

В настоящее время, несмотря на стремительный прогресс в области эксперимен-

тальных методов исследования при обтекании летательных аппаратов, определение структур обтекания сложных трехмерных объектов остается сложной задачей и требует использования дорогостоящего оборудования. При этом математическое моделирование процессов обтекания современных самолетов является важным этапом исследования и во многих случаях служит подтверждением или опровержением гипотез, описывающих то или иное физическое явление. В области решения задач по моделированию нестационарных турбулентных течений можно выделить ряд актуальных проблем, связанных с численным моделированием вихревых течений и их взаимодействие с несущими поверхностями для расчета аэродинамических характеристик.

Выбор методов численного моделирования

Основой любого численного метода, применяемого в аэродинамике, является математическая модель, включающая систему уравнений, описывающих законы сохранения. Эти уравнения решаются при начальных и граничных условиях, характерных для рассматриваемых задач. В качестве основных уравнений используются уравнения неразрывности, движения и энергии, которые дополняются уравнением состояния:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \mathbf{u}) &= 0; \\ \frac{\partial(\rho \mathbf{u})}{\partial t} + \nabla(\rho \mathbf{u} \mathbf{u}) &= -\nabla p + \nabla \tau; \\ \frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla(\rho \mathbf{u} H) &= \nabla[\mathbf{u} \tau + \mathbf{q}]; \quad \rho = \frac{pM}{RT}, \end{aligned} \quad (1)$$

где ρ – плотность; \mathbf{u} – вектор скорости; p – давление; T – температура; R – универсальная газовая постоянная; M – молярная масса; E – полная энергия; H – полная энтальпия; τ – тензор вязких напряжений; \mathbf{q} – тепловой поток; t – время.

На сегодняшний день численное решение уравнений Навье-Стокса с помощью метода конечного объема является наиболее перспективным способом расчёта аэродинамических характеристик современных самолетов. Численное моделирование при решении аэродинамических задач характеризуется широким распространением лицензионных коммерческих пакетов программного обеспечения и использованием суперкомпьютеров. В настоящее время находят применение универсальные коммерческие пакеты типа STAR-CD, ANSYS CFX, FlowVision и др. Однако они обладают закрытым исходным кодом, что ограничивает их использование в образовании. Альтернативой является развитие открытых пакетов, например, OpenFOAM, который позволяет решать широкий круг задач механики сплошной среды, не только с использованием стандартных решателей и утилит, но и с осуществлением их доработки. В основе кода лежит набор библиотек, предоставляющих инструменты для решения систем дифференциальных уравнений в частных производных как в пространстве, так и во времени. Таким образом, в работе использовался открытый пакет OpenFOAM, основой которого является дискретизация системы уравнений (1) на произвольных сетках.

Так как большинство течений, возникающих при обтекании ЛА, являются турбулентными и характеризуются наличием мелкомасштабных вихревых структур, для их

моделирования необходимо использовать подробную расчетную сетку и применять различные подходы моделирования турбулентных течений. Для замыкания уравнений движения Навье-Стокса в системе (1) могут применяться подходы, связанные с использованием осреднённых уравнений по Рейнольдсу (RANS, Reynolds-Averaged Navier-Stokes), метода крупных вихрей (LES, Large Eddy Simulation), а также гибридных моделей, совмещающих эти два подхода. Для задач внешней аэродинамики, связанных с расчётом безотрывных течений или течений с ограниченными отрывными зонами, наиболее целесообразно применять RANS модели турбулентности. Однако из-за высокой степени диссипации энергии данные модели не подходят для моделирования развитых отрывных течений, и необходимо применять вихреразрешающие подходы, например, LES или DES. Таким образом, для численного моделирования крупномасштабных вихревых структур целесообразно использовать метод крупных вихрей или различные гибридные методы, совмещающие RANS и LES подходы, например, DES (Detached Eddy Simulation) и его модификации DDES (Delay Detached Eddy Simulation), IDDES (Improved Delayed Detached Eddy Simulation). Возможность применения открытого пакета OpenFOAM и разработанной на его основе методики расчета бафтинговых явлений продемонстрирована в [7,11]. Для численного моделирования обтекания элементов ЛА использовался решатель pisoFOAM с применением метода крупных вихрей LES.

Постановка задачи

В работе рассмотрено обтекание различных вариантов тормозных щитков (рис.2) и установленного за ними кия ЛА. Для анализа влияния угла отклонения тормозного щитка на динамические нагрузки рассмотрены конфигурации, в которых угол отклонения щитка изменялся в диапазоне $\beta = 0^\circ, \dots, 60^\circ$. Случай $\beta = 0^\circ$ соответствует отсутствию тормозного щитка. Для управления вихрями и снижения динамических нагрузок на киль рассмотрены варианты щитков с видоизменёнными боковыми кромками (рис.2б,в) и перфорацией (рис.2г,д) с характерным параметром $\sigma = (S_{отв} / S_{щ}) \cdot 100\%$, где $S_{отв}$ – суммарная площадь отверстий; $S_{щ}$ – площадь тормозного щитка. В расчетах значение σ соответствовало 0% (неперфорированный щиток), 15%, 30%. Количество отверстий $N=26$, диаметр перфорированных отверстий $d_{перф} = 0.068$ м и 0.096 м соответственно.

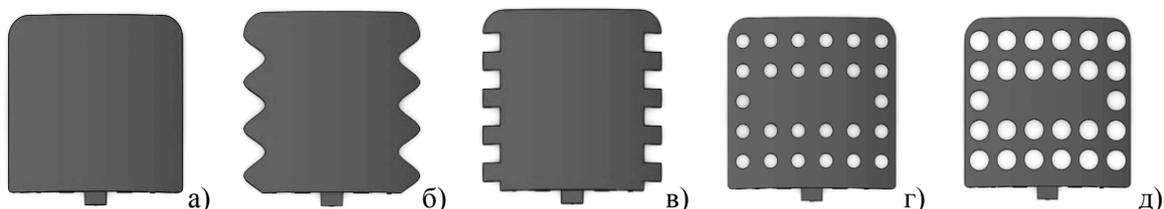


Рис.2. Варианты тормозных щитков: а) неперфорированный щиток $\sigma_0 = 0\%$; б) с волнообразными (закругленными) боковыми кромками; в) с квадратными боковыми кромками; г) со степенью перфорации $\sigma_1 = 15\%$; д) со степенью перфорации $\sigma_2 = 30\%$.

Исследуемыми моделями являлись: 1 – тормозной щиток длиной $l_{щит} = 0.075$ м и шириной $b_{щит} = 0.08$ м; 2 – киль ЛА высотой $H = 0.2$ м, который расположен позади щитка на расстоянии $L = 0.1$ м (рис.3). Угол отклонения щитка изменялся в диапазоне $\beta = 0^\circ, \dots, 60^\circ$. Для проведения численного моделирования создана трехмерная расчетная область в форме прямоугольного параллелепипеда с размерами: $X = 82 \cdot l_{щит}$ м, $Y = 61 \cdot l_{щит}$ м, $Z = 61 \cdot l_{щит}$ м.

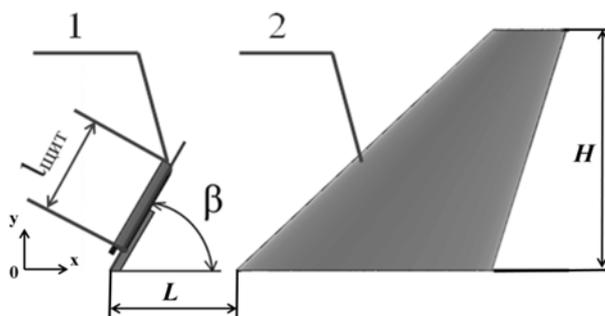


Рис.3. Конфигурация исследуемых моделей.

Построена расчетная сетка с количеством ячеек, равным 5×10^6 . Дополнительно выполнялось сгущение сетки к поверхности кия и тормозного щитка, а также в промежуточной зоне между ними. Фрагмент расчетной сетки для угла отклонения тормозного щитка $\beta = 60^\circ$ представлен на рис.4.

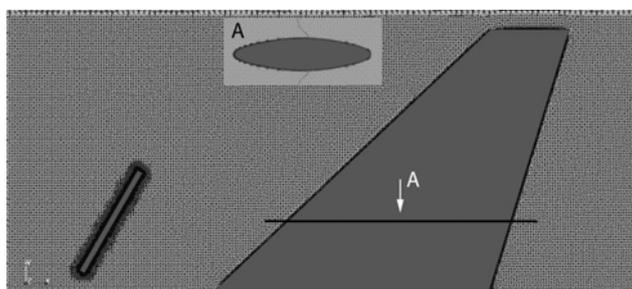


Рис.4. Фрагмент расчетной сетки в плоскости xOy.

Расчёт проводился со следующими исходными данными: скорость набегающего потока $U_1 = 25$ м/с, кинематическая вязкость $\nu = 1.5 \cdot 10^{-5}$ м²/с, число Рейнольдса $Re = 4 \cdot 10^5$. Расчетный шаг по времени $\Delta t = 7.5 \cdot 10^{-5}$ с. На входе в расчётную область задавался модуль вектора скорости, который с каждым расчетным шагом увеличивался от $U_1 = 0$ м/с до $U_1 = 25$ м/с. Значения параметров модели турбулентности устанавливались исходя из степени турбулентности потока $Tu = 2\%$. На стенках тормозного щитка и кия выполнялись условия прилипания и непроницаемости. Расчеты выполнены с использованием ресурсов суперкомпьютерного комплекса МГУ имени М.В. Ломоносова.

Результаты численного моделирования

На рис.5,7,9 представлены структуры обтекания различных вариантов тормозных щитков и кия ЛА.

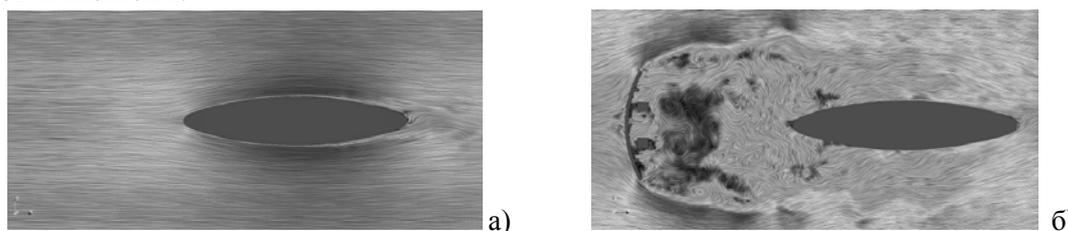


Рис.5. Мгновенная структура обтекания кия ЛА в плоскости xOz (сечение $y = 0.045$ м): а) без щитка ($\beta = 0^\circ$); б) с тормозным щитком ($\beta = 60^\circ$) (рис.2а).

Анализ структур обтекания показал, что поток срывается с кромок тормозного щитка и образуется нестационарное вихревое течение, которое воздействует на поверх-

ность килля самолета и вызывает различные значения давления на правой и левой его стороне, что приводит к пульсациям поперечной силы. Типовой график изменения коэффициентов поперечной силы ($c_z = F_z / (qS)$, где q – скоростной напор; S – характерная площадь щитка; F_z – поперечная сила) на киле в зависимости от времени показан на рис.6.

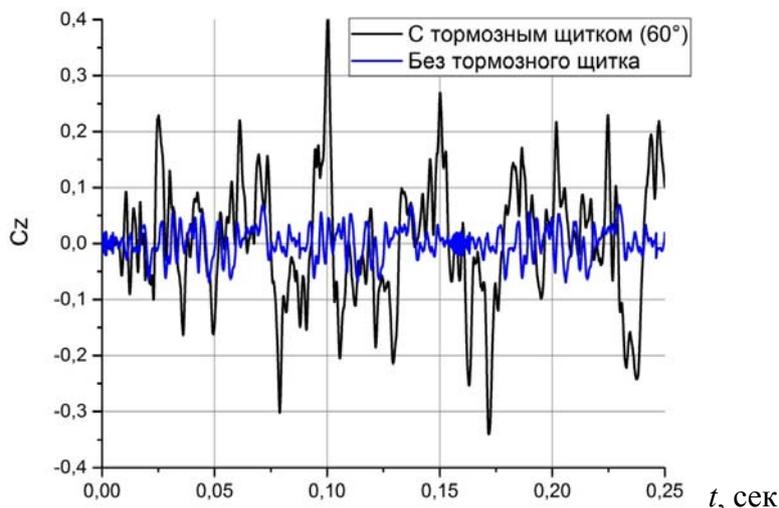


Рис.6. Пульсации коэффициента поперечной силы на киле при отклонении тормозного щитка.

В результате численного моделирования обтекания неперфорированного тормозного щитка при $\beta = 0^\circ, \dots, 60^\circ$ установлено, что в диапазоне углов отклонения $\beta < 30^\circ$ величина пульсаций коэффициента поперечной силы c_z на киле изменяется незначительно и сопоставима со случаем, когда щиток отсутствует. С увеличением отклонения щитка динамические нагрузки на киль возрастают, например, при $\beta = 60^\circ$ они в 2 раза больше, чем при других отклонениях щитка. Средняя величина пульсаций амплитуды коэффициента

поперечной силы ($\overline{c_z} = \sum_{t_1}^{t_{end}} \frac{|c_z|}{(t_{end} - t_1) / \Delta t}$, t_1, t_{end} – начальное и конечное время, Δt – шаг по

времени) для тормозного щитка, установленного под углом 60° , составляет $\overline{c_z} = 0.93$.

На рис.7,8 представлены вихревые структуры и пульсации коэффициента поперечной силы при численном моделировании обтекания щитков с видоизмененными кромками. При использовании различных видов кромок тормозного щитка происходит небольшая трансформация структур течения, однако дробление вихрей и снижение пульсационных нагрузок практически не происходит. Средняя величина пульсаций амплитуды коэффициента поперечной силы для тормозного щитка с закругленной и квадратной боковой кромкой составляет $\overline{c_z} = 0.86$ и $\overline{c_z} = 0.9$ соответственно.

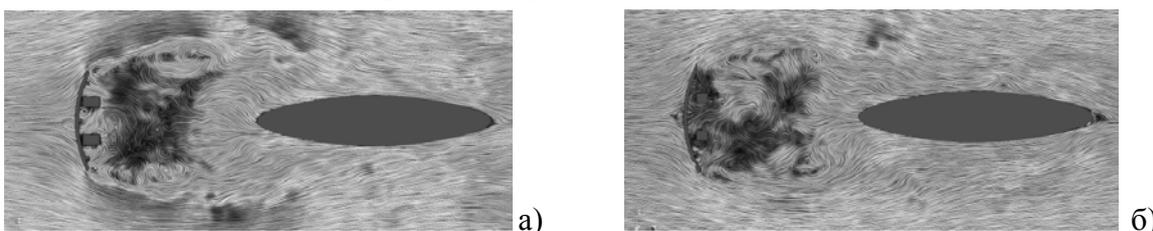
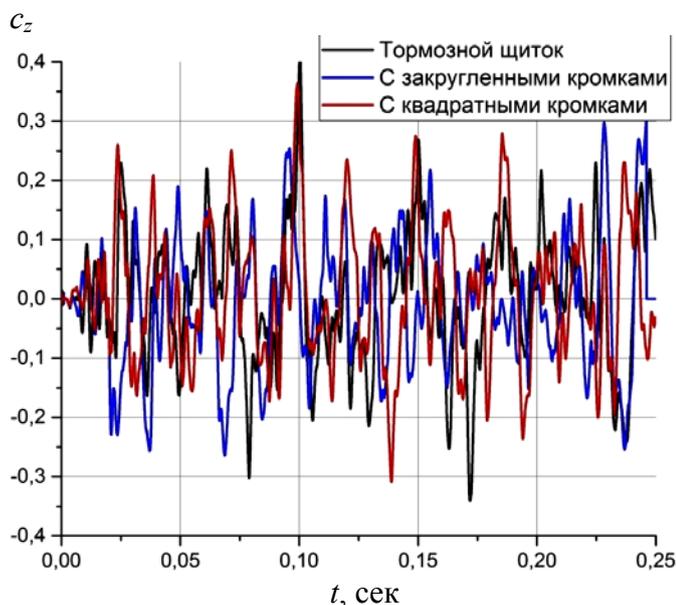


Рис.7. Мгновенная структура обтекания тормозного щитка с видоизмененной боковой кромкой в плоскости xOz (сечение $y = 0.045$ м): а) волнистая (закругленная) боковая кромка (рис.2б); б) квадратная боковая кромка (рис.2в).

Рис.8. Пульсации коэффициента поперечной силы на киле в зависимости от вида боковой кромки тормозного щитка.



На рис.9,10 представлены вихревые структуры и пульсации коэффициента поперечной силы при численном моделировании обтекания щитков с различной степенью перфорации σ : $\sigma_0 = 0\%$; $\sigma_1 = 15\%$; $\sigma_2 = 30\%$.

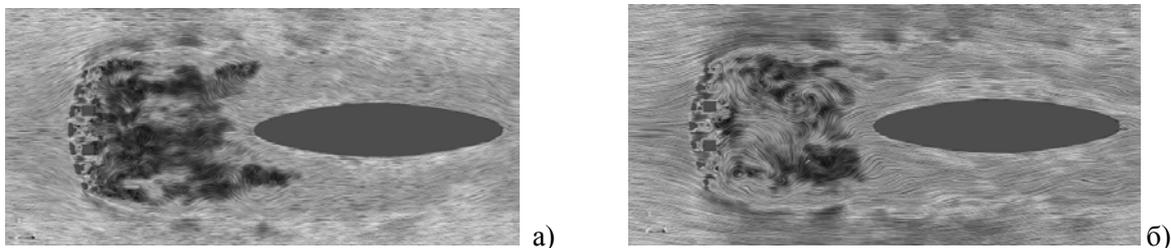
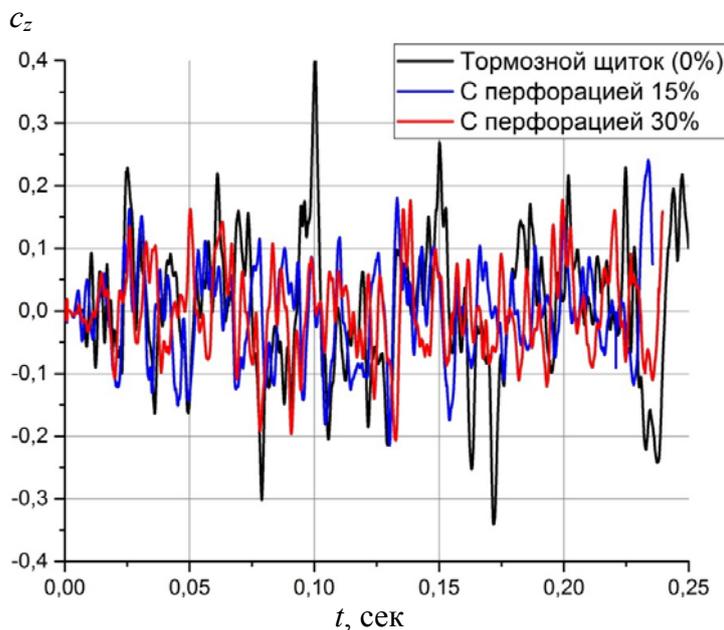


Рис.9. Мгновенная структура обтекания киля и перфорированного тормозного щитка в плоскости xOz (сечение $y = 0.045\text{м}$) со степенью перфорации: а) $\sigma_1 = 15\%$ (рис.2г); б) $\sigma_2 = 30\%$ (рис.2д).

Рис.10. Пульсации коэффициента поперечной силы на киле в зависимости от степени перфорации тормозного щитка.



На рис.9 видно, что при обтекании перфорированных щитков происходит дробление кромочного вихря, что приводит к уменьшению пульсационных нагрузок. Средняя величина пульсаций амплитуды коэффициента поперечной силы для тормозного щитка со степенью перфорации $\sigma_1 = 15\%$ и $\sigma_2 = 30\%$ составляет $\overline{c_z} = 0.61$ и $\overline{c_z} = 0.57$ соответственно. Амплитуда при использовании перфорированного тормозного щитка со степенью перфорации $\sigma_2 = 30\%$ примерно на 40% меньше, чем для исходного варианта.

Сравнение с экспериментальными данными

Проведенный анализ результатов, полученных при численном моделировании обтекания тормозного щитка и киля ЛА, позволил определить на нем область повышенных нагрузок и установить в нее датчик давления (точка P) (рис.11).

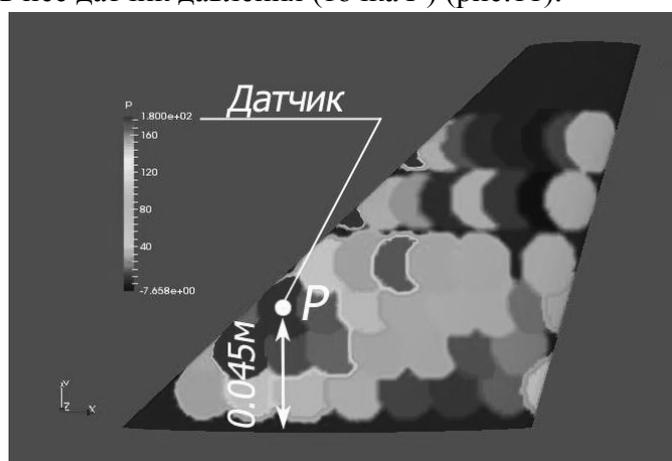


Рис.11. Область повышенных нагрузок на киле.

Эксперимент проведен в аэродинамической трубе МГТУ им. Н.Э.Баумана. Для определения давления использовался датчик, который позволяет проводить измерения пульсаций давления в диапазоне ± 600 Па, частотой $f = 1500$ Гц и общей погрешностью 2%. На рис.12 представлены результаты сравнения пульсаций давлений в точке P для численного и экспериментального моделирования обтекания тормозного щитка и киля

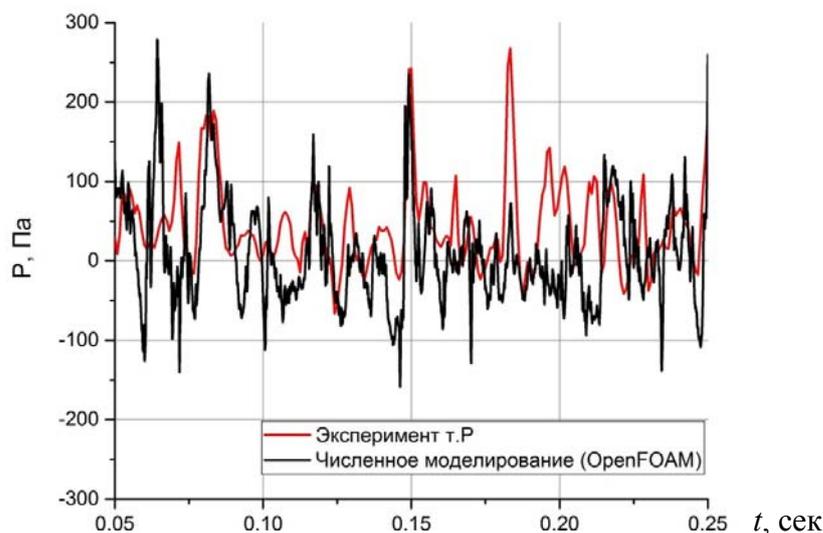


Рис.12. Сравнение пульсаций давления в точке P для численного и физического моделирования.

ЛА. Видно, что результаты численного моделирования согласуются с пульсациями давления, полученными в ходе физического эксперимента. Аналогичные результаты получены и для других вариантов тормозных щитков.

Амплитудно-частотная характеристика пульсаций давлений в точке P показана на рис.13. В табл.1 представлены результаты сравнения осреднённого пульсационного значения давления $\overline{p'}$ и $\overline{p'_{max}}$, определяемого как стандартное отклонение:

$$\overline{p'} = \sqrt{\sum_{i=1}^n (p - \overline{p})^2 / (n-1)}, \quad \overline{p'_{max}} = \sqrt{\sum_{i=1}^n (p - \overline{p})_{max}^2 / (n-1)}, \quad \text{где } \overline{p} = \frac{1}{T} \int_{t-T/2}^{t+T/2} p dt, \quad n - \text{объем}$$

выборки, T – период выборки.

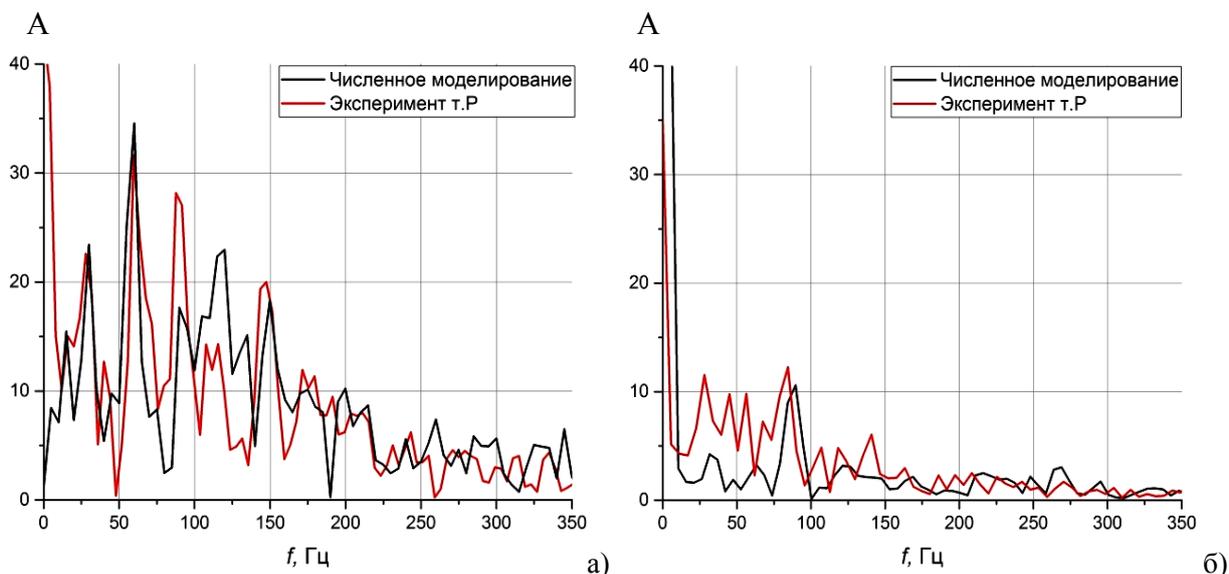


Рис.13. Сравнение амплитудно-частотных характеристик: а) неперфорированный тормозной щиток $\sigma_0 = 0\%$; б) с перфорацией $\sigma_3 = 30\%$.

Таблица 1. Сравнение численного и физического эксперимента.

σ	$\overline{p'}$, расчет	$\overline{p'}$, эксп.	$\overline{p'_{max}}$, расчет	$\overline{p'_{max}}$, эксп.	St , расчет	St , эксп.
$\sigma_0 = 0\%$	49.7 Па	42.5±12 Па	228.4 Па	242.7±12 Па	0.184	0.184
$\sigma_1 = 15\%$	16.1 Па	18.6±12 Па	56.7 Па	64.5±12 Па	0.225	0.219
$\sigma_2 = 30\%$	9.9 Па	12.4±12 Па	47.5 Па	54.6±12 Па	0.27	0.265

Видно, что результаты численного моделирования согласуются с пульсациями давления и амплитудно-частотной характеристикой, полученной в ходе физического эксперимента.

Заключение

Проведён анализ влияния тормозного щитка на нестационарные нагрузки на киль самолёта с использованием численного и физического эксперимента. Получены структуры обтекания и пульсационные аэродинамические характеристики (бафтинговые нагрузки), действующие на киль ЛА, которые хорошо согласуются с экспериментальными данными (погрешность не превышает 10%), что позволяет говорить о принципиальной возможности применения открытого пакета OpenFOAM и методики расчета нестационарных вихревых течений для вычисления силовых нагрузок на элементы конструкции ЛА.

Установлено, что при использовании тормозного щитка появляются пульсации поперечной силы на киле. Для их снижения предложены различные методы, например, видоизменение кромок тормозного щитка и его перфорация. Показано, что видоизменение кромок незначительно снижает динамические нагрузки, а применение перфорации тормозного щитка позволяет снизить пиковые силовые нагрузки примерно на 40 %. Аналогичные данные также были получены в эксперименте.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *C. Breitsamter, A. Schmid.* Airbrake-Induced Fin-Buffer Loads On Fighter Aircraft // *J. of Aircraft*, 2008, v.45, No. 5, p.1619-1630.
2. *R. Moses, L. Huttshell.* Fin buffeting features of an early F-22 model // 41st AIAA/ASME/ASCE /AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, AIAA 2000-1695, 2000.
3. *R. Moses, E. Pendleton.* A Comparison of Pressure Measurements Between a Full-Scale and a 1/6-Scale F/A-18 Twin Tail During Buffet // NASA TM-110282, 1996, p.6-1 to p.6-12.
4. *S. Phillips, C. Lambert, I. Gursul.* Effect of a Trailing-Edge Jet on Fin Buffeting // *J. of Aircraft*, 2003, v.40, No. 3, p.590-599.
5. *А.Б. Мертоль, Ф. Клеemann, К. Вебер, М. Фишер.* Способ и устройство для создания аэродинамического сопротивления на самолете // патент России №2455196, 2010.
A.B. Mertol, F. Kleemann, K. Veber, M. Fisher. Sposob i ustrojstvo dlia sozdaniia aerodinamicheskogo soprotivleniia na samolete // patent Rossii №2455196, 2010.
6. *К. Бендер.* Тормозной щиток для самолета // патент России №2425780, 2011.
K.Bender. Tormoznoj shchitok dlia samoleta // patent Rossii №2425780, 2011.
7. *В.Т. Калугин, А.С. Епихин.* Численное моделирование нестационарных вихревых течений с использованием открытого пакета OpenFOAM // Автоматизация. Современные технологии. 2015, № 6, с. 21-24.
V.T. Kalugin, A.S. Epikhin. Chislennoe modelirovanie nestatsionarnykh vikhrevykh techenij s ispolzovaniem otkrytogo paketa OpenFOAM // Avtomatizatsiia. Sovremennye tekhnologii, 2015, № 6, с.21-24.
8. *T. Lee.* PIV study of near-field tip vortex behind perforated Gurney flaps // *Experiments in Fluids*. 2011, v.50, Issue 2, p.351-361.
9. *J. Florendo, R. Yechout, S. Siegel, M. Cummings, J. Kealos.* Experimental Evaluation of a High Fineness Ratio Body with Drag Brakes // *J. of Spacecraft and Rockets*, 2007, v.44, No.3, p.589-596.
10. *K.D. Sakaliyski, J.I. Hileman, Z.S. Spakovszky.* Aero-Acoustics of Perforated Drag Plates for Quiet Transport Aircraft // AIAA Paper 2007-1032, 2007.
11. *В.Т. Калугин, А.С. Епихин, П.А. Чернуха.* Исследование влияния перфорации для снижения пульсационных нагрузок, действующих на аэродинамические управляющие поверхности // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации, 2016, № 223 (1), с.51-56.
V.T. Kalugin, A.S. Epikhin, P.A. Chernukha. Issledovanie vliianiya perforatsii dlia snizheniia pulsatsionnykh nagruzok, dejstvuiushchikh na aerodinamicheskie upravliaiushchie poverkhnosti // Nauchnyj vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta grazhdanskoj aviatsii. 2016, № 223 (1), s.51-56.

Поступила в редакцию 16.02.17
Окончательный вариант 23.05.17