

УДК 533.6.011

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПЕРФОРАЦИИ ДЛЯ СНИЖЕНИЯ ПУЛЬСАЦИОННЫХ НАГРУЗОК, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ УПРАВЛЯЮЩИЕ ПОВЕРХНОСТИ

В.Т. КАЛУГИН, А.С. ЕПИХИН, П.А. ЧЕРНУХА

Проведено исследование влияния нестационарных вихревых течений на аэродинамические управляющие и стабилизирующие поверхности и определены пульсационные аэродинамические характеристики органов управления полетом с применением открытого пакета OpenFOAM. Представлены результаты численных расчетов обтекания тормозного щитка и установленного за ним килевого стабилизатора. Проведена оценка пульсационных нагрузок, обусловленных наличием тормозного щитка, установленного на различных углах отклонения на килевой стабилизатор. Для снижения пульсационных нагрузок предложен вариант перфорации тормозного щитка.

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

ВВЕДЕНИЕ

Обтекание органов управления летательного аппарата (ЛА) воздушным потоком с образованием срывающихся с его поверхностей вихрей (вихревых течений) обуславливает нестационарный характер изменения аэродинамических характеристик. При этом особое внимание уделяется не только образованию вихрей при обтекании ЛА, но и их взаимодействию со стабилизирующими и управляющими поверхностями. Вихревые течения, генерируемые различными надстройками крыла, фюзеляжа или фонаря ЛА, могут воздействовать на элементы его конструкции, что вызывает их тряску (бафтинг) вследствие периодических ударных нагрузок [1]. В результате бафтинга пульсации давления, действующие на элементы летательного аппарата, приводят к колебаниям их несущих поверхностей и органов управления. Проведенный анализ научных исследований и публикаций показал, что существуют различные методы уменьшения пульсационных нагрузок, к которым относятся видоизменение кромок органа управления [2, 3] или его перфорация [4 – 7].

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС OPENFOAM

Для численного моделирования бафтинговых явлений был использован открытый пакет OpenFOAM – свободно распространяемое программное обеспечение с открытым исходным кодом, поддерживающее параллельные вычисления для моделирования задач механики сплошных сред, реализованное на языке программирования C++. Трехмерная неструктурированная расчетная сетка из гексаэдров, построенная вокруг модели создавалась с помощью утилиты snappyHexMesh, являющейся частью пакета OpenFOAM. В задаче использовался решатель pisoFOAM, который применяется для расчета нестационарных несжимаемых турбулентных течений и использует алгоритм PISO (Pressure Implicit with Splitting of Operators – неявный метод с разделением операторов) для связи уравнения скорости и давления. В расчетах вихревых течений использовался метод крупных вихрей (LES). Возможность применения открытого пакета OpenFOAM и разработанной на его основе методики расчета бафтинговых явлений продемонстрирована в работах [4, 8].

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Рассмотрено обтекание тормозного щитка (сплошного и перфорированного) и установленного за ним килевого стабилизатора. Для проведения численного моделирования создана трехмерная расчетная область с размерами: $X = 82 \cdot l_{\text{щит}}$ м, $Y = 61 \cdot l_{\text{щит}}$ м, $Z = 61 \cdot l_{\text{щит}}$ м, где $l_{\text{щит}}$ –

длина тормозного щитка (рис. 1, а). Исследуемыми моделями являются: 1 – тормозной щиток; 2 – килевой стабилизатор (рис. 1, б). Угол отклонения щитка изменялся в диапазоне $\beta = 0^\circ \div 60^\circ$.

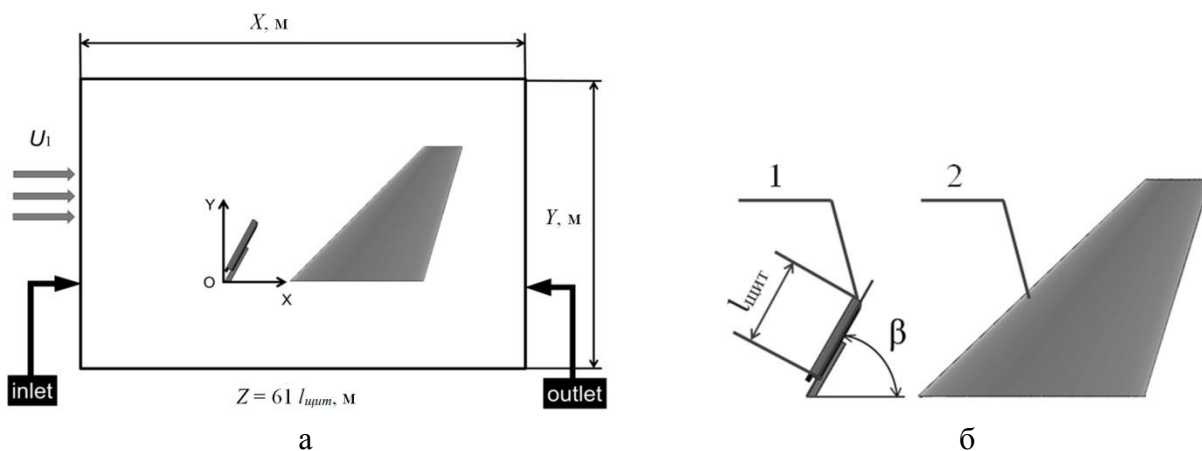


Рис. 1. Постановка задачи численного моделирования: а – расчетная область; б – конфигурация исследуемой модели

Построена расчетная сетка с количеством ячеек, равным 4×10^6 . 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. 2.

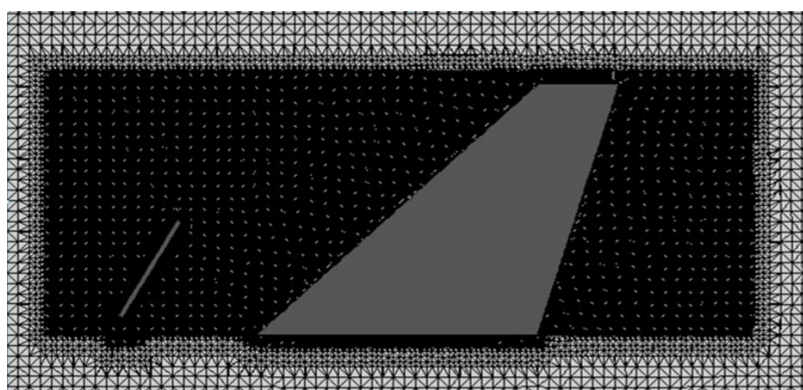


Рис. 2. Фрагмент расчетной сетки в плоскости XOY

Для анализа влияния угла отклонения тормозного щитка на динамические нагрузки рассмотрены следующие конфигурации, в которых угол отклонения щитка имел следующие значения: $\beta_0 = 0^\circ$ (тормозной щиток отсутствует), $\beta_1 = 15^\circ$, $\beta_2 = 30^\circ$, $\beta_3 = 45^\circ$, $\beta_4 = 60^\circ$.

Расчет 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 расчетную 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 килевого стабилизатора использовались условия прилипания и непроницаемости. Работа выполнена с использованием ресурсов суперкомпьютерного комплекса МГУ им. М.В. Ломоносова.

РЕЗУЛЬТАТЫ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

Полученные структуры обтекания тормозного щитка и килевого стабилизатора для различных вариантов установки тормозного щитка представлены на рис. 3.



Рис. 3. Мгновенная структура обтекания килевого стабилизатора (1): а – без щитка ($\beta = 0^\circ$); б – с тормозным щитком (2) ($\beta = 60^\circ$)

Анализ структур обтекания показал, что поток срывается с кромок тормозного щитка и образуется нестационарное вихревое течение, которое проходит над килевым стабилизатором и вызывает различные значения давления на правой и левой его сторонах, что приводит к пульсациям поперечной силы. График изменения коэффициентов поперечной силы ($c_z = \frac{F_z}{\rho q S}$, где q – скоростной напор; S – характерная площадь; F_z – поперечная сила) на килевом стабилизаторе в зависимости от времени и для различных углов отклонения тормозного щитка показан на рис. 4.

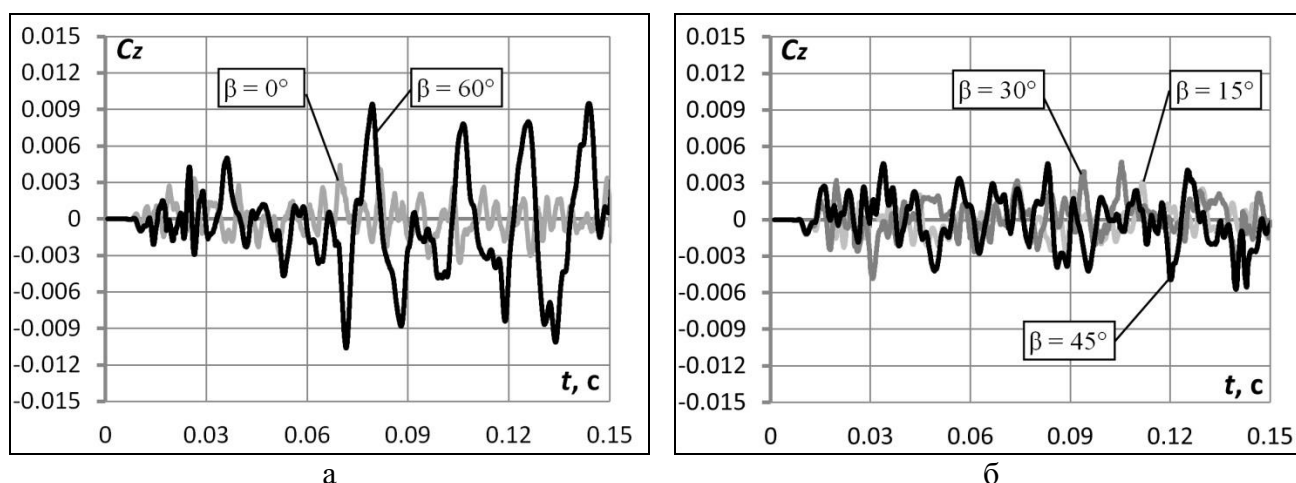


Рис. 4. Пульсации коэффициента поперечной силы на килевом стабилизаторе в зависимости от угла отклонения тормозного щитка β : а – $\beta = 0^\circ$ и 60° ; б – $\beta = 15^\circ$, 30° и 45°

В результате численного моделирования установлено, что в диапазоне углов отклонения $\beta < 30^\circ$ величина пульсаций коэффициента силы F_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.

Для снижения динамических нагрузок рассмотрены варианты перфорированного щитка со степенью перфорации $\sigma_1 = \frac{S_{\text{отв}}}{S_{\text{щ}}} \cdot 100 \% = 15 \%$ и $\sigma_2 = 30 \%$, где $S_{\text{отв}}$ – суммарная площадь

отверстий; $S_{\text{щ}}$ – площадь тормозного щитка. Количество отверстий $N = 26$, диаметр перфорированных отверстий $d_{\text{перф}} = 0,068$ м и $0,096$ м, соответственно. Интервалы между центрами перфорационных отверстий составляют $\Delta y = 0,0138$ м, $\Delta z = 0,0134$ м (рис. 5).

За счет перфорации происходит дробление поля течения и уменьшаются размеры вихрей, воздействующих на килевой стабилизатор (рис. 6), что приводит к снижению амплитудных характеристик пульсаций и коэффициента поперечной силы (рис. 7а и 7б).

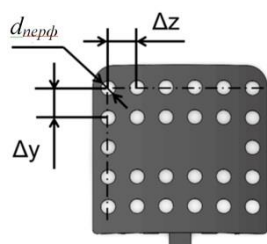


Рис. 5. Модель тор-мозгового щитка с перфорацией

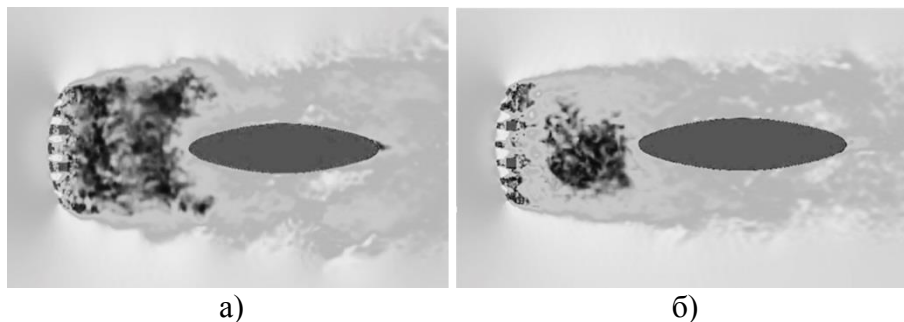
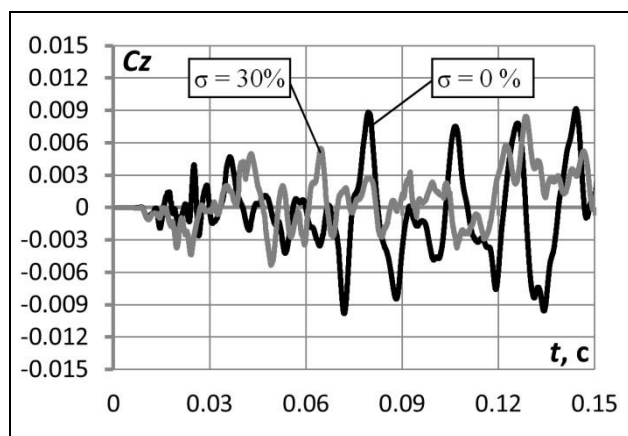
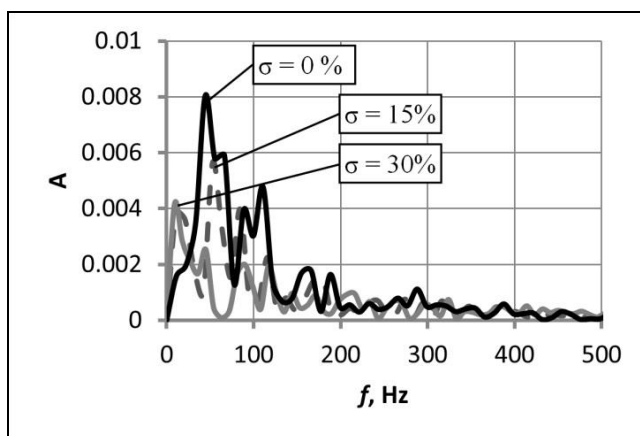


Рис. 6. Мгновенная структура обтекания килевого стабилизатора и перфорированного тормозного щитка со степенью перфорацией: а – $\sigma = 15\%$; б – $\sigma = 30\%$



а



б

Рис. 7. Пульсации коэффициента поперечной силы – (а) и их амплитудно-частотная характеристика – (б) в зависимости от степени перфорации тормозного щитка

Видно, что величина пульсаций и их амплитуда при использовании перфорированного тормозного щитка со степенью перфорации $\sigma = 30\%$ примерно на 40 % меньше, чем для исходного варианта.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведен анализ влияния тормозного щитка на нестационарные нагрузки на килевом стабилизаторе самолета. Установлено, что при использовании тормозного щитка появляются пульсации коэффициента поперечной силы, которые повышаются с увеличением угла его установки. Показано, что применение перфорации тормозного щитка, снижает динамические нагрузки на киль примерно на 40 %.

ЛИТЕРАТУРА

1. Breitsamter C. and Schmid A. Airbrake-Induced Fin-Buffer Loads On Fighter Aircraft. Journal of Aircraft, Vol. 45, No. 5 (2008), PP. 1619-1630.
2. Мертоль А.Б., Клеemann Ф., Вебер К., Фишер М. Способ и устройство для создания аэродинамического сопротивления на самолете // Патент России № 2455196. 2010.
3. Бендер К. Тормозной щиток для самолета // Патент России № 2425780. 2011.
4. Калугин В.Т., Епихин А.С. Численное моделирование нестационарных вихревых течений с использованием открытого пакета OpenFOAM // Автоматизация. Современные технологии. 2015. № 6. С. 21 – 24.

5. Lee T., Ko L. PIV investigation of flowfield behind perforated Gurney-type flaps // *Exp Fluids*. 2009. 46(6): 1005 – 1019.

6. Florendo J., Yechout R., Siegel S., Cummings M., Kealos J. Experimental Evaluation of a High Fineness Ratio Body with Drag Brakes // *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 44, No. 3 (2007), PP. 589-596. doi: 10.2514/1.21344.

7. Sakaliyski K.D., Hileman, J.I., Spakovszky, Z.S. Aero-Acoustics of Perforated Drag Plates for Quiet Transport Aircraft // 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2007-1032, AIAA, Reno, Nevada, 8 – 11 January 2007.

8. Калугин В.Т., Голубев А.Г., Епихин А.С., Мичкин А.А. Возможности применения открытого пакета OpenFOAM для численного моделирования отрывных течений при до- и сверхзвуковых скоростях обтекания летательных аппаратов // *Научный вестник МГТУ ГА*. 2014. № 199 (1). С. 23 – 30.

RESEARCH OF INFLUENCE OF PERFORATION TO REDUCE PULSATION LOADS ACTING ON THE AERODYNAMIC CONTROL SURFACES

Kalugin V.T., Epikhin A.S., Chernukha P.A.

The research of unsteady vortex flow influence on the aerodynamic control and stabilizing surfaces is carried out. There are defined pulsation aerodynamic characteristics of flight controls with using the open software OpenFoam. The results of the numerical calculations of flow around brake flap and set behind him vertical stabilizer. The pulsation load on the pitching-stabilizer, due to the presence of a brake flap installed at different angles of deflection was calculated. To reduce the pulsation load offered the option of perforated brake flap.

Key words: open software OpenFOAM, turbulence model LES, unsteady vortex flow field, buffet loads, brake flap, perforation, vertical stabilizer.

REFERENCES

1. Breitsamter C. and Schmid A. Airbrake-Induced Fin-Buffer Loads On Fighter Aircraft. *Journal of Aircraft*, Vol. 45, No. 5 (2008), PP. 1619 – 1630.

2. Mertolj A.B., Kleemann F., Veber K., Fisher M. Sposob i ustrojstvo dlya sozdaniya aehrodinamicheskogo soprotivleniya na samolete. Patent Rossii № 2455196. 2010. [Technique for creating aerodynamic drag on a plane. Patent № 2455196. Russia in 2010.] (in Russian)

3. Bender K. Tormoznoj thitok dlya samoleta. Patent Rossii № 2425780. 2011. [Brake flap for an aircraft // Patent № 2425780. Russia in 2011.] (in Russian)

4. Kalugin V.T., Epikhin A.S. Chislennoe modelirovanie nestacionarnihkh vikhrevihkh techeniy s ispolzova-niem otrihotogo paketa OpenFoam. Avtomatizaciya. Sovremennihe tekhnologii [Numerical simulation of unsteady vortex flows with using of open software OpenFoam. Automation. Modern technology] Moscow. 2015. № 6. PP. 21 – 24. (in Russian)

5. Lee T., Ko L. PIV investigation of flowfield behind perforated Gurney-type flaps // *Exp Fluids*. 2009. 46(6): 1005 – 1019.

6. Florendo J., Yechout R., Siegel S., Cummings M., Kealos J. Experimental Evaluation of a High Fineness Ratio Body with Drag Brakes // *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 44, No. 3 (2007), PP. 589-596. doi: 10.2514/1.21344.

7. Sakaliyski K.D., Hileman, J.I., Spakovszky, Z.S. Aero-Acoustics of Perforated Drag Plates for Quiet Transport Aircraft // 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2007-1032, AIAA, Reno, Nevada, 8 – 11 January 2007.

8. Kalugin V.T., Golubev A.G., Epikhin A.S., Michkin A.A. Vozmozhnosti primeneniya otrihotogo paketa OpenFOAM dlya chislenного modelirovaniya otrihvnihhk techeniy pri do? i sverkhzvukovihkh skorostyakh obtekaniya le-tateljnihhk apparatov. Nauchniyh vestnik MGTU GA

[Possible applications open OpenFOAM package for numerical simulation of separated flows in the sub- and supersonic flow velocities of aircraft. Scientific Bulletin MSTUCA] 2014. № 199 (1). PP. 23 – 30. (in Russian)

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Калугин Владимир Тимофеевич, 1949 г.р, окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана (1972), доктор технических наук, профессор кафедры динамики и управления полетом ракет и космических аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана, автор более 300 научных работ, область научных интересов – аэродинамика струйных и отрывных течений, проектирование органов управления полетом, электронный адрес: kaluginvt@mail.ru.

Епихин Андрей Сергеевич, 1989 г.р, окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана (2012), аспирант МГТУ им. Н.Э.Баумана, автор 12 научных работ, область научных интересов – моделирование отрывных течений и проектирование органов управления полетом, электронный адрес: andy_e@bk.ru.

Чернуха Полина Алексеевна, окончила МГТУ им. Н.Э. Баумана (2001), кандидат технических наук, доцент кафедры динамики полета и управления движением летательных аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана, автор более 30 научных работ, область научных интересов – аэродинамика струйных и отрывных течений, проектирование органов управления полетом, электронный адрес: polina_ch@mail.ru.