

Аэродинамические характеристики перфорированных органов управления летательных аппаратов при дозвуковых скоростях обтекания

© В.Т. Калугин, А.Ю. Луценко, М.Д. Калугина,
Д.К. Назарова, Д.М. Слободянюк

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

Срыв вихрей с управляющих поверхностей летательного аппарата часто приводит к возникновению нежелательных явлений тряски и раскачки конструкции. Одним из способов устранения данного эффекта является перфорирование поверхностей. В работе рассматриваются аэродинамические характеристики органа управления летательного аппарата в форме перфорированной плоской пластины единичного удлинения. Проведены экспериментальные исследования в дозвуковой аэродинамической трубе МГТУ им. Н.Э. Баумана. Получены аэродинамические коэффициенты пластин с различной степенью перфорации от 0 до 28,3 % при скоростях набегающего потока 15...35 м/с в широком диапазоне углов атаки от 0 до 90 град. Проанализированы графики зависимости аэродинамических коэффициентов пластин от угла атаки. Выявлено, что аэродинамические характеристики перфорированных пластин отличаются от соответствующих характеристик сплошных пластин, увеличение степени перфорации приводит к снижению значений аэродинамических коэффициентов, при этом уменьшение скорости набегающего потока вызывает их возрастание.

Ключевые слова: органы управления полетом, аэродинамические характеристики, перфорированная поверхность, дозвуковое обтекание, аэродинамическая труба

Введение. Для обеспечения требуемого закона движения летательного аппарата (ЛА) в атмосфере широко используются аэродинамические органы управления (ОУ). Достаточно часто такие ОУ имеют форму плоских прямоугольных пластин различного удлинения, которые могут отклоняться или вдвигаться в поток для создания управляющего усилия [1]. Функционирование аэродинамических ОУ практически всегда сопровождается образованием областей повышенного или пониженного давления, отрыва потока, возвратных и вихревых течений. Срыв крупных вихрей с управляющих поверхностей ЛА приводит к возникновению бафтинга — тряски и раскачки конструкции ЛА. Для устранения этого явления может быть выполнена сквозная перфорация управляющих поверхностей [2].

Основными методами определения аэродинамических характеристик (АДХ) летательного аппарата в целом или отдельных его элементов на современном уровне развития науки и техники является физическое и математическое моделирование. Однако для оценки правильности применения той или иной методики численного

моделирования необходимы экспериментальные данные. Обтекание плоских перфорированных поверхностей активно исследуют методами как физического, так и математического моделирования, полученные результаты опубликованы в ряде статей [3–16].

Большинство работ посвящены определению влияния перпендикулярно установленной перфорированной пластины на параметры течения перед ней и за ней [3–9], что обусловлено использованием таких конструкций в качестве заграждений от ветра [3, 4], а также мембран в фильтрах и трубопроводах [5, 6, 8]. В работах [13–15] показана эффективность применения перфорации на закрылках, представляющих собой плоские пластины большого удлинения, устанавливаемые перпендикулярно поверхности на задней кромке крыла с наветренной стороны. Экспериментальные исследования проводили, как правило, с использованием PIV-метода. На структуру течения и аэродинамические характеристики органов управления в форме плоских пластин оказывают существенное влияние скорость потока, степень перфорации, толщина пластины, а также другие параметры. Однако в указанных работах не содержится комплексного анализа АДХ и структур обтекания плоских элементов конструкции ЛА при различных скоростях набегающего потока, углах атаки и степени перфорации.

Таким образом, определение влияния параметров набегающего потока на АДХ плоских управляющих поверхностей с различной степенью перфорации — одна из актуальных и важных задач, решаемых при исследовании аэродинамических органов управления полетом ЛА.

Ранее коллектив авторов статьи провел исследования эффективности применения перфорации для управления обтеканием ЛА различной конфигурации. В качестве стабилизирующих устройств для контейнеров, перевозимых на внешней подвеске вертолета, предложено использовать перфорированные конусы [17] или щитки [18]. Перфорированные конусы показали свою эффективность также для стабилизации цилиндрических створок головных обтекателей ракет-носителей при их движении по траектории после сброса [19]. Щитковые органы управления ЛА, как правило, выполнены в виде плоских пластин различного удлинения. Результаты экспериментального и численного определения аэродинамических характеристик перфорированной пластины с удлинением 3,3 представлены в работе [20]. Для уменьшения вихреобразования в донном следе за ЛА и повышения эффективности тормозных устройств может быть выполнена перфорация щитков [2, 21], диска или юбки [18]. Во всех указанных работах [17–21] показано, что перфорация существенно снижает вихреобразование, исключает колебания ЛА, вызванные срывом вихрей, повышает его устойчивость.

Экспериментальное оборудование и модели. Для решения задачи определения влияния параметров набегающего потока на аэродинамические характеристики плоских управляющих поверхностей с различной степенью перфорации проведены экспериментальные исследования в дозвуковой аэродинамической трубе Т-500 МГТУ им. Н.Э. Баумана (рис. 1). Данная установка имеет открытую рабочую часть 1 размерами 500 × 500 × 1000 мм. Воздух в трубе приводится в движение с помощью осевого вентилятора 2, который вращается электродвигателем, расположенным за пределами тракта на подставке над рабочей частью. Закрученный вентилятором поток в переходнике 3 разворачивается в поворотных коленах 4 и 5 посредством установленных там специальных профилированных поворотных лопаток. В форкамере 6 для создания равномерного потока установлена спрямляющая решетка 7. Сужающееся сопло 8 обеспечивает в рабочей части аэродинамической трубы требуемую скорость потока воздуха, которая может изменяться от 8 до 55 м/с. Из рабочей части воздух поступает в диффузор 9, разворачивается в поворотных коленах 10 и 11 и снова приводится в движение вентилятором.

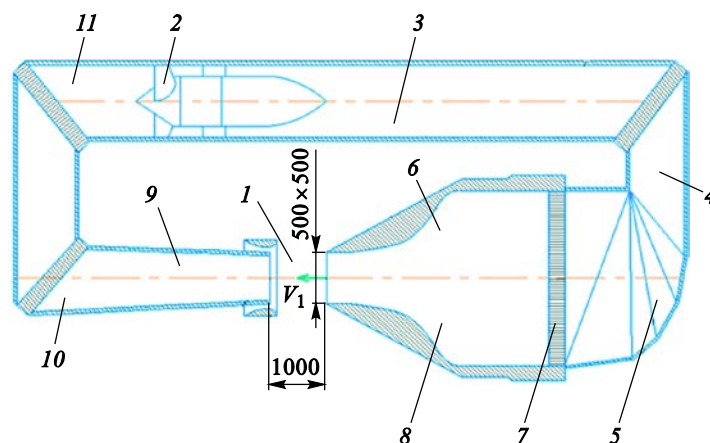


Рис. 1. Схема аэродинамической трубы Т-500:

1 — рабочая часть; 2 — вентилятор; 3 — переходник; 4, 5, 10, 11 — поворотные колена; 6 — форкамера; 7 — спрямляющая решетка; 8 — сопло; 9 — диффузор

Для проведения эксперимента изготовлены модели плоских управляющих поверхностей ЛА, представляющие собой дюралюминиевые пластины (рис. 2) единичного удлинения с различной степенью перфорации:

$$\sigma = \frac{\pi r^2 n}{S} \cdot 100 \%,$$

где r — радиус отверстия; n — количество отверстий; S — площадь сплошной пластины в плане.

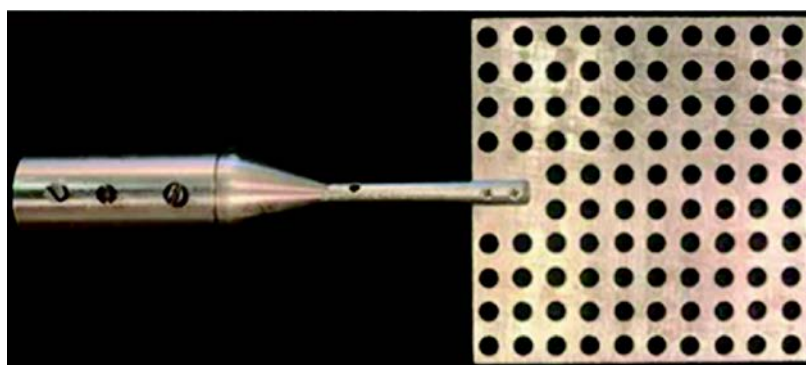


Рис. 2. Экспериментальная модель пластины со степенью перфорации $\sigma = 28,3 \%$, закрепленная на державке

Геометрические размеры экспериментальных моделей пластин

Номер модели	Длина l , мм	Ширина b , мм	Толщина c , мм	Диаметр отверстий d , мм	Степень перфорации σ , %
1	100	100	2	0	0
2	100	100	2	2	3,1
3	100	100	2	4	12,6
4	100	100	2	6	28,3

Геометрические размеры исследуемых пластин приведены в таблице.

Получаемые в эксперименте данные для перфорированных пластин (модели № 2–4) сравнивали с аналогичными данными тонкой сплошной плоской пластины (модель № 1) для определения влияния степени перфорации. Аэродинамические характеристики сплошной пластины при скорости набегающего потока 25 м/с сопоставляли также с данными, полученными в ЦАГИ [22].

Экспериментальную модель пластины закрепляли в рабочей части аэродинамической трубы на державке, внутри которой находились тензометрические весы. Перед проведением эксперимента выполняли тарировку весов, заключающуюся в получении зависимостей величины выходного сигнала каждого из измерительных каналов U_i ($i = X, Y, M_z$) от приложенной по соответствующему направлению нагрузки, значение которой известно. В процессе эксперимента сигнал с тензовесов передавался цифровой системе сбора данных MGCPlus, обработка и анализ первичных результатов проводились на персональном компьютере.

По результатам эксперимента в диапазоне углов атаки α от 0 до 90° определены коэффициент нормальной силы c_y и коэффициент момента тангажа m_z относительно носка пластины. За характерную площадь при расчете аэродинамических коэффициентов принималась

площадь сплошной пластины в плане $S = l^2$, за характерный линейный размер — длина стороны пластины l . Влияние поддерживающих устройств на аэродинамические характеристики пластин учитывалось при обработке результатов продувок. Эксперименты были проведены в диапазоне скоростей потока 15...35 м/с.

Анализ результатов. Первоначально рассмотрим влияние скорости набегающего потока на аэродинамические характеристики каждой из исследованных пластин.

Аэродинамические характеристики сплошной пластины при различных скоростях набегающего потока представлены на рис. 3. На графики нанесены экспериментальные данные ЦАГИ, полученные при скорости набегающего потока 25 м/с [22]. Результаты рассматриваемого эксперимента согласуются с результатами других авторов. Максимальное расхождение коэффициентов c_y составило 5 %, коэффициентов m_z — 15 %, что можно объяснить влиянием поддерживающих устройств, конфигурация которых в двух экспериментах была различной. Аналогичная методика проведения эксперимента и обработки данных была применена для сплошных и перфорированных пластин при всех рассмотренных скоростях набегающего потока.

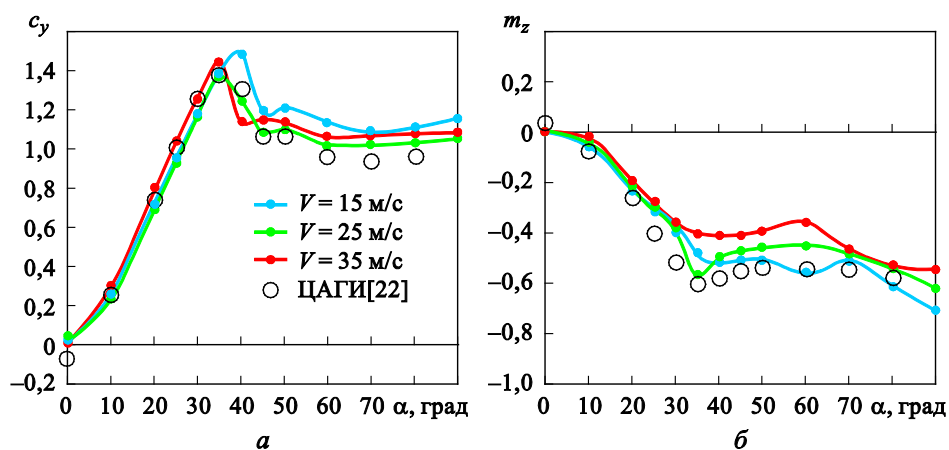


Рис. 3. Зависимости $c_y(\alpha)$ (а) и $m_z(\alpha)$ (б) сплошных пластин при различных скоростях набегающего потока

При всех исследованных скоростях набегающего потока зависимость $c_y(\alpha)$ плоской пластины единичного удлинения имеет ярко выраженный экстремум при $\alpha = 35...40^\circ$, коэффициенты c_y пластины близки к значению 1,1 и практически постоянны на больших углах атаки $50^\circ < \alpha < 90^\circ$. Характер зависимостей коэффициента момента тангажа m_z пластины от угла атаки при различных скоростях набегающего потока $V_\infty = 15, 25$ и 35 м/с схож, однако при $\alpha > 30^\circ$ наблюдаются различия в величине значений m_z : при большей скорости по-

тока коэффициенты m_z меньше. Такие различия могут быть обусловлены образованием сложной отрывной структуры обтекания пластины на больших углах атаки. При изменении скорости набегающего потока распределение давления в области отрыва на подветренной стороне пластины изменяется несущественно, на наветренной стороне — трансформируется, что приводит к различию коэффициентов m_z .

На рис. 4–6 показано изменение аэродинамических коэффициентов исследуемых перфорированных пластин при различных скоростях набегающего потока в зависимости от угла атаки α .

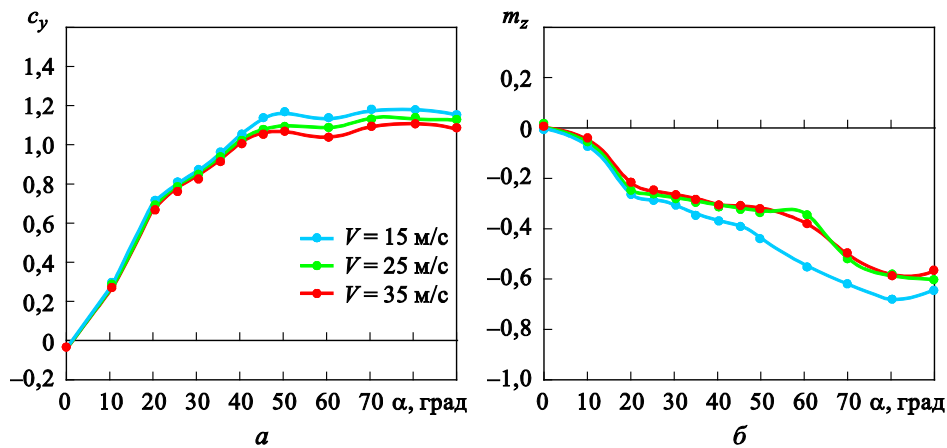


Рис. 4. Зависимости $c_y(\alpha)$ (а) и $m_z(\alpha)$ (б) перфорированной пластины со степенью перфорации $\sigma = 3,1\%$ при различных скоростях набегающего потока

По полученным зависимостям можно судить о том, что при степени перфорации $\sigma = 3,1\%$ (см. рис. 4) коэффициенты нормальной силы c_y при различных скоростях набегающего потока совпадают до $\alpha < 30^\circ$, а если $35^\circ < \alpha < 90^\circ$, минимальным c_y обладает пластина при максимальной рассматриваемой скорости $V_\infty = 35$ м/с, а максимальным c_y — при $V_\infty = 15$ м/с. Максимальное значение коэффициента момента тангажа пластины наблюдается также при $V_\infty = 15$ м/с, а при $V_\infty = 25$ и 35 м/с значения m_z практически совпадают.

Для пластины со степенью перфорации $\sigma = 12,6\%$ (см. рис. 5), аналогично случаю с $\sigma = 3,1\%$, характер зависимостей $c_y(\alpha)$ при всех исследованных скоростях набегающего потока постоянен. Значения c_y пластины с перфорацией при $V_\infty = 25$ м/с совпадают с соответствующими значениями коэффициентов при $V_\infty = 35$ м/с, а коэффициенты m_z при указанных скоростях набегающего потока различаются менее чем на 15% во всем исследованном диапазоне углов атаки. Причем если $\alpha > 10^\circ$ при $V_\infty = 15$ м/с, абсолютные значения коэффициентов c_y и m_z превышают значения соответствующих коэффициентов при больших скоростях.

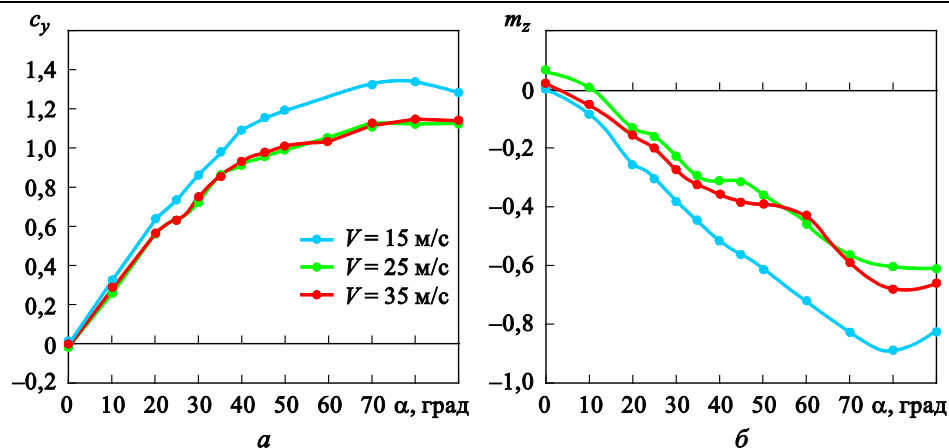


Рис. 5. Зависимости $c_y(\alpha)$ (а) и $m_z(\alpha)$ (б) перфорированной пластины со степенью перфорации $\sigma = 12,6\%$ при различных скоростях набегающего потока

При $V_\infty = 15$ м/с и максимальной степени перфорации пластины $\sigma = 28,3\%$ существенно трансформируется структура обтекания ее подветренной поверхности и наблюдается воздействие вторичных потоков на поддерживающие устройства, что требует специальной (дополнительной) методики обработки экспериментальных результатов.

Как и для случаев $\sigma = 3,1$ и $12,6\%$, зависимости $c_y(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ при $V_\infty = 25$ и 35 м/с практически совпадают во всем диапазоне углов атаки $0 < \alpha < 90^\circ$. Коэффициенты нормальной силы c_y и момента тангажа m_z пластины с $\sigma = 28,3\%$ меньше соответствующих коэффициентов пластин с меньшими степенями перфорации.

Рассмотрим влияние степени перфорации на аэродинамические характеристики пластин при различной скорости набегающего потока. Вид зависимостей $c_y(\alpha)$ перфорированных пластин (см. рис. 4–6) существенно отличается от вида аналогичной зависимости пластины без перфорации (см. рис. 3) при всех исследованных скоростях набегающего потока. С увеличением угла атаки в случае отсутствия перфорации наблюдаются наличие экстремума c_y при $\alpha \approx 35...40^\circ$, что обусловлено срывом потока с подветренной стороны пластины, а затем спад и выход на «полку» со значением $c_y \approx 1,0...1,2$ (см. рис. 3). При наличии перфорации зависимости $c_y(\alpha)$ не имеют ярко выраженных экстремумов: до $\alpha = 50^\circ$ ($\sigma = 3,1\%$, см. рис. 4) и $\alpha = 70^\circ$ ($\sigma = 12,6$ и $28,3\%$ на рис. 5, б) коэффициенты c_y увеличиваются с возрастанием α , а затем значение c_y выходит на «полку» аналогично случаю сплошной пластины. При всех исследованных скоростях набегающего потока и $\alpha > 60^\circ$ коэффициенты нормальной силы пластин с $\sigma = 3,1\%$ (см. рис. 4) и $12,6\%$ (см. рис. 5) больше соответствующих коэффициентов сплошной пластины, с увеличением степени перфорации до $\sigma = 28,3\%$ (см. рис. 6) происходит уменьшение коэффициента нормальной силы.

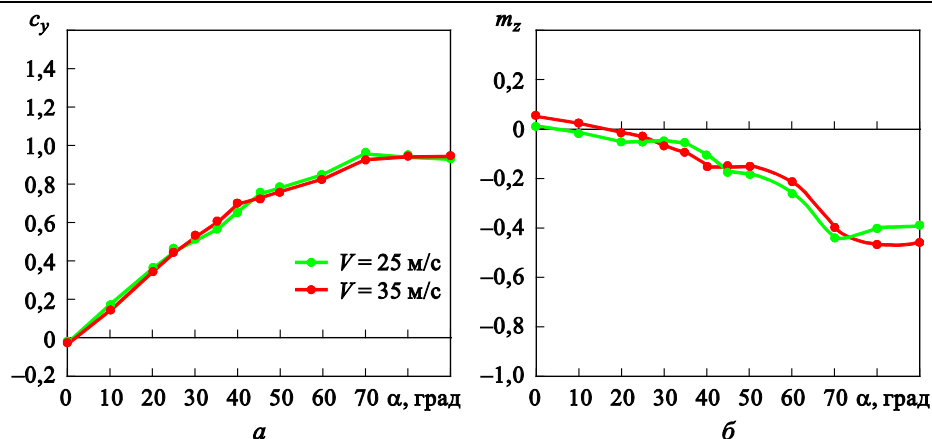


Рис. 6. Зависимости $c_y(\alpha)$ (а) и $m_z(\alpha)$ (б) перфорированной пластины со степенью перфорации $\sigma = 28,3$ % при различных скоростях набегающего потока

Зависимости $m_z(\alpha)$ всех исследованных перфорированных пластин (см. рис. 4–6) отличаются по характеру от соответствующих зависимостей сплошной пластины (см. рис. 3). При $V_\infty = 25$ и 35 м/с значения коэффициентов момента тангажа перфорированных пластин с $\sigma = 3,1$ и $12,6$ % близки по своим значениям, увеличение степени перфорации до $28,3$ % приводит к уменьшению значений коэффициента m_z . При $V_\infty = 15$ м/с характер влияния степени перфорации иной: при увеличении σ от $3,1$ % до $12,6$ % значения m_z пластины возрастают, а дальнейшее увеличение σ вызывает их уменьшение.

Заключение. Проведены экспериментальные исследования аэродинамических характеристик перфорированных пластин единичного удлинения при $V_\infty = 15, 25$ и 35 м/с, результаты которых позволили выявить влияние скорости набегающего потока на аэродинамические характеристики плоских управляющих поверхностей ЛА с различной степенью перфорации. Показано, что зависимости $c_y(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ перфорированных пластин имеют иной характер, чем у соответствующих зависимостей сплошной пластины.

Перфорация пластин существенно влияет на значения коэффициентов нормальной силы и момента тангажа, увеличение степени перфорации приводит к снижению коэффициента c_y при всех рассмотренных скоростях набегающего потока и значениях коэффициента m_z при $V_\infty > 15$ м/с. Для каждой из исследованных перфорированных пластин зависимости аэродинамических коэффициентов от угла атаки при увеличении скорости набегающего потока выше 25 м/с в рассмотренном диапазоне $V_\infty = 15...35$ м/с практически не изменяются.

Таким образом, можно сделать вывод, что на структуру обтекания, распределение давления по поверхности и аэродинамические

характеристики пластин существенное влияние оказывают как степень перфорации, так и скорость набегающего потока, что необходимо учитывать при проектировании аэродинамических органов управления полетом летательных аппаратов.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Калугин В.Т. *Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004, 688 с.
- [2] Епихин А.С., Калугин В.Т. Методы снижения и расчет нестационарных аэродинамических нагрузок при килевом бафтинге маневренного самолета. *Математическое моделирование*, 2017, т. 29, № 10, с. 35–44.
- [3] Mahgoub A.O., Ghani S. Numerical and experimental investigation of utilizing the porous media model for windbreaks CFD simulation. *Sustainable Cities and Society*, 2021, vol. 65, art. ID 102648. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2210670720308647> (дата обращения: 01.06.2022). DOI: 10.1016/j.scs.2020.102648
- [4] Dong Z., Luo W., Qian G., Wang H. A wind tunnel simulation of the mean velocity fields behind upright porous fences. *Agricultural and Forest Meteorology*, 2007, vol. 146, pp. 82–93. DOI: 10.1016/j.agrformet.2007.05.009
- [5] Tanner P., Gorman J., Sparrow E. Flow–pressure drop characteristics of perforated plates. *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, 2019, vol. 29 (11), pp. 4310–4333. DOI: 10.1108/HFF-01-2019-0065 URL: <https://www.emerald.com/insight/content/doi/10.1108/HFF-01-2019-0065/full/html> (дата обращения: 01.06.2022).
- [6] Liu H.-f., Tian H., Chen H., Jin T., Tang K. Numerical study on performance of perforated plate applied to cryogenic fluid flowmeter. *Journal of Zhejiang University Science A*, 2016, vol. 17, pp. 230–239. URL: <https://link.springer.com/article/10.1631/jzus.A1500082> (дата обращения: 01.06.2022). DOI: 10.1631/jzus.A1500082
- [7] Steiros K., Bempedelis N., Ding L. Recirculation regions in wakes with base bleed. *Phys. Rev. Fluids*, 2021, vol. 6, art. ID. 034608. URL: <https://journals.aps.org/prfluids/abstract/10.1103/PhysRevFluids.6.034608> (дата обращения: 01.06.2022). DOI: 10.1103/PhysRevFluids.6.034608
- [8] Ozahi E. An analysis on the pressure loss through perforated plates at moderate Reynolds numbers in turbulent flow regime. *Flow Measurement and Instrumentation*, 2015, vol. 43, pp. 6–13. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0955598615000266> (дата обращения: 01.06.2022). DOI: 10.1016/j.flowmeasinst.2015.03.002
- [9] Pruthviraj U., Yaragal S., Nagaraj M.K. Numerical prediction of air flow through perforated plates on flat surface. *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*, 2013, vol. 2 (7), pp. 2863–2869. URL: <https://www.semanticscholar.org/paper/NUMERICAL-PREDICTION-OF-AIR-FLOW-THROUGH-PERFORATED-Pruthviraj-Yaragal/17f775eb7fc2d67bf79b475db76c720d3bb5ab69> (дата обращения: 01.06.2022).
- [10] Bayazit Y., Sparrow E., Gorman J. Flow impingement on a perforated plate at an angle of attack. *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, 2017, vol. 27 (1). DOI: 10.1108/HFF-10-2015-0420
- [11] Guo B.Y., Hou Q.F., Yu A.B., Li L.F., Guo J. Numerical modelling of the gas flow through perforated plates. *Chemical Engineering Research and Design*, 2013, vol. 91 (3), pp. 403–408. <http://dx.doi.org/10.1016/j.cherd.2012.10.004>

- [12] Bossi F.C., Barannyk O., Rahimpour M., Malavasi S., Oshkai P. Effect of transverse perforations on fluid loading on a long, slender plate at zero incidence. *Journal of Hydrology and Hydromechanics*, 2017, vol. 65 (4), pp. 1–7. DOI: 10.1515/johh-2017-0025
- [13] Lee T. Aerodynamic Characteristics of Airfoil with Perforated Gurney-Type Flaps. *Journal of Aircraft*, 2009, vol. 46 (2), pp. 542–548. DOI: 10.2514/1.38474
- [14] Iqbal M., Shah S., Hassan A. CFD Analysis of NACA-0012 Airfoil with Various Porous Gurney Flap Geometries. *2019 International Conference on Applied and Engineering Mathematics*. HITEC University Taxila, Pakistan, 2019, pp. 231–236. URL: <https://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=8853695&tag=1> (дата обращения: 01.06.2022). DOI: 10.1109/ICAEM.2019.8853695
- [15] Lee T., Ko L.S. PIV investigation of flowfield behind perforated Gurney-type flaps. *Exp Fluids*, 2009, vol. 46 (6), pp. 1005–1019. DOI: 10.1007/s00348-008-0606-1
- [16] Purser P.E., Turner T.R. Wind-tunnel investigation of perforated split flaps for use as dive brakes on a rectangular NACA 23012 airfoil. *NACA report*. Langley Memorial Aeronautical Laboratory, Langley Field, Va., 1941, L-445, 48 p.
- [17] Калугин В.Т., Киндяков Е.Б., Чернуха П.А. Особенности обтекания перфорированных устройств системы стабилизации грузов на внешней подвеске летательных аппаратов. *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации*, 2010, № 151, с. 23–27.
- [18] Chernukha P.A., Raffel M., Kalugin V.T. Experimental and numerical modeling of flow around perforated stabilizing devices. *Notes on Numerical Fluid Mechanics*, 2013, vol. 121, pp. 169–176. URL: https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-3-642-35680-3_21 (дата обращения: 01.06.2022). DOI: 10.1007/978-3-642-35680-3_21
- [19] Lutsenko A.Y., Nazarova D.K., Slobodyanyuk D.M. Research the opportunities of passive aerodynamic stabilization of the launch vehicle fairing shells. *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2171 (1), art. ID 130012. URL: <https://aip.scitation.org/doi/abs/10.1063/1.5133279> (дата обращения: 01.06.2022). DOI: 10.1063/1.5133279
- [20] Kalugin V.T., Epikhin A.S., Chernukha P.A., Kalugina M.D. The effect of perforation on aerodynamic characteristics and the vortex flow field around a flat plate. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.*, 2021, vol. 1191, art. ID 012007. URL: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/1191/1/012007/meta> (дата обращения: 01.06.2022). DOI: 10.1088/1757-899X/1191/1/012007
- [21] Калугин В.Т., Голубев А.Г. Экспериментальное исследование влияния перфорации тормозных щитков на аэродинамические характеристики цилиндрических тел при малых дозвуковых скоростях полета. *Труды XLII академических чтений по космонавтике. Москва, 23–26 января 2018 г., МГТУ им. Н.Э. Баумана*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, с. 256.
- [22] Бельчихина А.А., Долженко Н.Н., Дубов Ю.Б. Аэродинамические характеристики плоских пластин различных форм в плане на углах атаки от нуля до 85°. *Труды ЦАГИ, вып. 233*. Москва, 1987, с. 3–8.

Статья поступила в редакцию 21.07.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Калугина М.Д., Назарова Д.К., Слободянюк Д.М. Аэродинамические характеристики перфорированных органов управления летательных аппаратов при дозвуковых скоростях обтекания. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 8. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-8-2205>

Калугин Владимир Тимофеевич — д-р техн. наук, профессор кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор более 150 научных работ. Область научных интересов: отрывные и струйные течения, управление процессами обтекания летательных аппаратов.
e-mail: kaluginvt@bmstu.ru

Луценко Александр Юрьевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор более 80 научных публикаций в области аэродинамики струйных и отрывных течений, проектирования органов управления полетом.
e-mail: lutsenko@bmstu.ru

Калугина Мария Денисовна — аспирант 1-го года обучения кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов — аэродинамика струйных и отрывных течений, управление процессами обтекания летательных аппаратов.
e-mail: kaluginamd@student.bmstu.ru

Назарова Динара Камилевна — канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов — аэродинамика струйных и отрывных течений, управление процессами обтекания летательных аппаратов.
e-mail: dknazarova@bmstu.ru

Слободянюк Дмитрий Михайлович — ассистент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов — аэродинамика струйных и отрывных течений, управление процессами обтекания летательных аппаратов.
e-mail: slobodyanyuk@bmstu.ru

Aerodynamic characteristics of perforated aircraft flight controls at subsonic flow velocities

© V.T. Kalugin, A.Yu. Lutsenko, M.D. Kalugina,
D.K. Nazarova, D.M. Slobodyanuk

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The vortex separation from the aircraft control surfaces often leads to undesirable shaking and pitch of the structure. One way to eliminate this effect is to perforate surfaces. The paper considers the aerodynamic characteristics of the aircraft flight control element in the form of a single elongation perforated flat plate. Experimental studies were carried out in a subsonic wind tunnel of Bauman Moscow State Technical University. The aerodynamic coefficients of plates with different degrees of perforation 0...28.3% were obtained at free stream velocities of 15.. 35 m/s in a wide range of angles of attack from 0 to 90 degrees. The graphs of the aerodynamic coefficients of the plates versus the angle of attack were analyzed. Findings of the research show that the aerodynamic characteristics of perforated plates differ from the corresponding characteristics of solid plates, an increase in the degree of perforation leads to a decrease in the values of aerodynamic coefficients, while a decrease in the free flow velocity causes their increase.

Keywords: *flight controls, aerodynamic characteristics, perforated surface, subsonic flow, wind tunnel*

REFERENCES

- [1] Kalugin V.T. *Aerogazodinamika organov upravleniya poletom letatelnykh apparatov* [Aerogas dynamics of aircraft flight controls]. Moscow, BMSTU Publ., 2004, 688 p.
- [2] Epikhin A.S., Kalugin V.T. *Matematicheskoe modelirovanie — Mathematical Models and Computer Simulations*, 2017, vol. 29, no. 10, pp. 35–44.
- [3] Mahgoub A.O., Ghani S. Numerical and experimental investigation of utilizing the porous media model for windbreaks CFD simulation. *Sustainable Cities and Society*, 2021, vol. 65, art. no. 102648. Available at: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2210670720308647> (accessed June 1, 2022). DOI: 10.1016/j.scs.2020.102648
- [4] Dong Z., Luo W., Qian G., Wang H. A wind tunnel simulation of the mean velocity fields behind upright porous fences. *Agricultural and Forest Meteorology*, 2007, vol. 146, pp. 82–93. DOI: 10.1016/j.agrformet.2007.05.009
- [5] Tanner P., Gorman J., Sparrow E. Flow-pressure drop characteristics of perforated plates. *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, 2019, vol. 29 (11), pp. 4310–4333. Available at: <https://www.emerald.com/insight/content/doi/10.1108/HFF-01-2019-0065/full/html> (accessed June 1, 2022). DOI: 10.1108/HFF-01-2019-0065
- [6] Liu H.-f., Tian H., Chen H., Jin T., Tang K. Numerical study on performance of perforated plate applied to cryogenic fluid flowmeter. *Journal of Zhejiang University Science A*, 2016, vol. 17, pp. 230–239. Available at: <https://link.springer.com/article/10.1631/jzus.A1500082> (accessed June 1, 2022). DOI: 10.1631/jzus.A1500082
- [7] Steiros K., Bempedelis N., Ding L. Recirculation regions in wakes with base bleed. *Phys. Rev. Fluids*, 2021, vol. 6, 034608. Available at:

- <https://journals.aps.org/prfluids/abstract/10.1103/PhysRevFluids.6.034608> (accessed June 1, 2022). DOI: 10.1103/PhysRevFluids.6.034608
- [8] Ozahi E. An analysis on the pressure loss through perforated plates at moderate Reynolds numbers in turbulent flow regime. *Flow Measurement and Instrumentation*, 2015, vol. 43, pp. 6–13. Available at: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0955598615000266> (accessed June 1, 2022). DOI: 10.1016/j.flowmeasinst.2015.03.002
- [9] Pruthviraj U., Yaragal S., Nagaraj M.K. Numerical prediction of air flow through perforated plates on flat surface. *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*, 2013, vol. 2 (7), pp. 2863–2869. Available at: <https://www.semanticscholar.org/paper/NUMERICAL-PREDICTION-OF-AIR-FLOW-THROUGH-PERFORATED-Pruthviraj-Yaragal/17f775eb7fc2d67bf79b475db76c720d3bb5ab69> (accessed June 1, 2022).
- [10] Bayazit Y., Sparrow E., Gorman J. Flow impingement on a perforated plate at an angle of attack. *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, 2017, vol. 27 (1). DOI: 10.1108/HFF-10-2015-0420
- [11] Guo B.Y., Hou Q.F., Yu A.B., Li L.F., Guo J. Numerical modeling of the gas flow through perforated plates. *Chemical Engineering Research and Design*, 2013, vol. 91 (3), pp. 403–408. <http://dx.doi.org/10.1016/j.cherd.2012.10.004>
- [12] Bossi F.C., Barannyk O., Rahimpour M., Malavasi S., Oshkai P. Effect of transverse perforations on fluid loading on a long, slender plate at zero incidence. *Journal of Hydrology and Hydromechanics*, 2017, vol. 65 (4), pp. 1–7. DOI: 10.1515/johh-2017-0025
- [13] Lee T. Aerodynamic characteristics of airfoil with perforated gurney-type flaps. *Journal of Aircraft*, 2009, vol. 46 (2), pp. 542–548. DOI: 10.2514/1.38474
- [14] Iqbal M., Shah S., Hassan A. CFD Analysis of NACA-0012 Airfoil with Various Porous Gurney Flap Geometries. *2019 International Conference on Applied and Engineering Mathematics*. HITEC University Taxila, Pakistan, 2019, pp. 231–236. Available at: <https://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=8853695&tag=1> (accessed June 1, 2022). DOI: 10.1109/ICAEM.2019.8853695
- [15] Lee T., Ko L.S. PIV investigation of flow field behind perforated Gurney-type flaps. *Exp Fluids*, 2009, vol. 46 (6), pp. 1005–1019. DOI: 10.1007/s00348-008-0606-1
- [16] Purser P.E., Turner T.R. Wind-tunnel investigation of perforated split flaps for use as dive brakes on a rectangular NACA 23012 airfoil. *NACA report*. Langley Memorial Aeronautical Laboratory, Langley Field, Va., 1941, L-445, 48 p.
- [17] Kalugin V.T., Kindyakov E.B., Chernukha P.A. *Nauchny Vestnik MGTU GA — Civil Aviation High Technologies*, 2010, no. 151, pp. 23–27.
- [18] Chernukha P.A., Raffel M., Kalugin V.T. Experimental and numerical modeling of flow around perforated stabilizing devices. *Notes on Numerical Fluid Mechanics*, 2013, vol. 121, pp. 169–176. Available at: https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-3-642-35680-3_21 (accessed June 1, 2022). DOI: 10.1007/978-3-642-35680-3_21
- [19] Lutsenko A.Y., Nazarova D.K., Slobodyanyuk D.M. Research the opportunities of passive aerodynamic stabilization of the launch vehicle fairing shells. *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2171(1), art. ID 130012. <https://aip.scitation.org/doi/abs/10.1063/1.5133279>
- [20] Kalugin V.T., Epikhin A.S., Chernukha P.A., Kalugina M.D. The effect of perforation on aerodynamic characteristics and the vortex flow field around a flat plate. *IOP Conf. Ser.: Mater. sci. Eng.*, 2021, vol. 1191, art. ID 12007.

Available at: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/1191/1/012007/meta> (accessed June 1, 2022).

DOI: 10.1088/1757-899X/1191/1/012007

- [21] Kalugin V.T., Golubev A.G. Eksperimentalnoe issledovanie vliyaniya perforatsii tormoznykh schitkov na aerodinamicheskie kharakteristiki tsilindricheskikh tel pri malykh dozvukovykh skorostyakh poleta [Experimental study of the effect of perforation of brake flaps on the aerodynamic characteristics of cylindrical bodies at low subsonic flight speeds]. *Trudy XLII Akademicheskikh chteniy po kosmonavtike. Moskva, 23–26 yanvarya 2018 g, MGTU im. N.E. Baumana* [Proceedings of the XLII Academic Readings on Cosmonautics. Moscow, January 23–26, 2018, BMSTU]. Moscow, BMSTU Publ., 2018, p. 256.
- [22] Belchikhina A.A., Dolzhenko N.N., Dubov Yu.B. *Trudy TsAGI (Proceedings of TsAGI), no. 233*. Moscow, 1987, pp. 3–8.

Kalugin V.T., Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University; author of more than 150 research papers. Research interests: separation and jet flows, control of the processes of flow around aircraft, aircraft flow control. e-mail: kaluginvt@bmstu.ru

Lutsenko A.Yu., Cand. Sc. (Eng.), Assoc., Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University; author of more than 80 research papers in the field of aerodynamics of jet and separated flows, design of flight controls. e-mail: lutsenko@bmstu.ru

Kalugina M.D., 1st year post-graduate student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: aerodynamics of jet and separated flows, aircraft flow control. e-mail: kaluginamd@student.bmstu.ru

Nazarova D.K., Cand. Sc. (Eng.), Assoc., Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: aerodynamics of jet and separation flows, control of the processes of flow around aircraft, aircraft flow control. e-mail: dknazarova@bmstu.ru

Slobodyanyuk D.M., Assistant, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: aerodynamics of jet and separated flows, aircraft flow control. e-mail: slobodyanyuk@bmstu.ru