

Особенности обтекания перфорированных пластин дозвуковым потоком воздуха

© А.Г. Голубев, Е.Г. Столярова, М.Д. Калугина

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

Рассмотрен процесс обтекания плоской пластины, имеющей скругленные передние и боковые кромки, при различной степени перфорации поверхности. Исследованы структуры течений у поверхности пластин, имеющих степень перфорации более 20 %. Проведен сравнительный анализ аэродинамических характеристик для сплошной и перфорированной пластин. Изучены особенности протекания воздушного потока непосредственно внутри отверстий при различных значениях угла атаки. Приведены картины распределения давлений в вертикальной плоскости потока над сплошной пластиной. Выполнено математическое моделирование обтекания перфорированной пластины при дозвуковой скорости набегающего воздушного потока, получены аэродинамические характеристики и представлены графические зависимости аэродинамических коэффициентов продольной и нормальной силы от угла атаки. Установлено, что перфорация приводит к устранению вихревого течения в ближнем следе за пластиной.

Ключевые слова: плоская пластина, перфорация, аэродинамические характеристики, моделирование обтекания, SolidWorks Flow Simulation

Введение. При движении различных летательных аппаратов в плотных слоях атмосферы образуются сложные структуры потока газа у их поверхностей с возникновением отрывных и вихревых течений, что обуславливает нестационарный характер изменения аэродинамических характеристик [1–6]. При обтекании летательных аппаратов происходит не только срыв потока, вызванный наличием надстроек на планере, но и неблагоприятное взаимодействие вихрей с управляющими и стабилизирующими поверхностями, приводящее к вынужденным колебаниям и вибрациям всей конструкции или ее частей. В работах [7, 8] проведен ряд исследований по данной тематике.

В качестве подхода, направленного на устранение возникающих вихревых структур и сопутствующих нежелательных эффектов, предложена перфорация поверхности [9–12]. Известно, что перфорация получила широкое применение при конструировании военных самолетов. Так, в середине XX века для ликвидации бафтинга при пикировании бомбардировщиков Douglas SBD Dauntless и SB2C-3 их раскрывающиеся закрылки — тормозные щитки были перфорированы круглыми отверстиями. Это решило не только проблему бафтинга, но и позволило достаточно широко раскрывать закрылки, гася

скорость пикирования, не существенно уменьшая при этом подъемную силу крыла [13, 14]. Перфорация также применялась в передней кромке крыльев самолета Boeing 757 для уменьшения пульсаций потока вблизи поверхности крыла [15]. Работы проводились авиакомпанией Boeing Group совместно с исследовательским центром NASA — Langley. Целью этих исследований было уменьшение турбулентности, возникающей в пограничном слое на поверхности крыла, что значительно снижает сопротивление крыла и, соответственно, расход топлива. В работе [16] проведены экспериментальные исследования тела большого удлинения с аэродинамическими тормозными щитками различной степени перфорации. По результатам экспериментов установлено, что перфорированные щитки значительно улучшили аэродинамическую устойчивость аппарата, уменьшив асимметрию течения в ближнем следе за летательным аппаратом.

Целью настоящей работы является изучение структур обтекания аэродинамической поверхности в виде плоской пластины с перфорацией, а также исследование влияния перфорации и радиуса скругления R передних и боковых кромок пластины на изменения аэродинамических характеристик и возможность стабилизации течения для устранения нежелательных вихревых структур и пульсаций.

Исследуемая аэродинамическая модель. В качестве исходного тела была рассмотрена плоская пластина (рис. 1), основные относительные геометрические характеристики которой представлены в таблице.

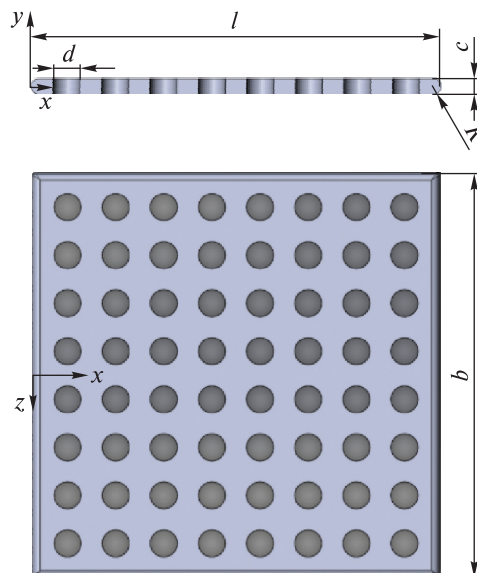


Рис. 1. Исследуемая модель

Относительные геометрические характеристики пластины

Пластина	\bar{l}	\bar{b}	\bar{c}	\bar{d}	$\sigma, \%$
Без перфорации	1	1	0,027	–	0
С перфорацией	1	1	0,027	0,067	22,3

Относительную длину \bar{l} , ширину \bar{b} , толщину \bar{c} пластины и относительный диаметр \bar{d} отверстий рассчитывали по формулам:

$$\bar{l} = \frac{l}{l}, \quad \bar{b} = \frac{b}{l}, \quad \bar{c} = \frac{c}{l}, \quad \bar{d} = \frac{d}{l},$$

где l — длина пластины, $l = 150$ мм; b — ширина пластины, $b = 150$ мм; c — толщина пластины, $c = 4$ мм; d — диаметр отверстий в пластине, $d = 10$ мм.

Степень перфорации оценивали параметром σ :

$$\sigma = \frac{S_{\text{отв}}}{S_{\text{п}}} \cdot 100\%,$$

где $S_{\text{отв}}$ — площадь всех отверстий в пластине; $S_{\text{п}}$ — площадь пластины.

Исследовали пластины с различными радиусами скругления боковых и передних кромок: $R = 0; 1; 1,5$ и 2 мм. Толщина и удлинение ($\lambda = b/l$) пластины оставались неизменными.

Математическое моделирование. Численное моделирование проведено в программном пакете SolidWorks Flow Simulation путем решения системы уравнений, каждое из которых в нестационарной постановке выражает один из основных законов сохранения. Замыкают систему уравнения состояния компонентов воздушной среды, а также эмпирические зависимости вязкости и теплопроводности этих компонентов от температуры.

Система уравнений сохранения массы, импульса и энергии нестационарного пространственного течения имеет следующий вид:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial k} (\rho V_k) = 0;$$

$$\frac{\partial (\rho V_m)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial k} (\rho V_k V_m) = \frac{\partial}{\partial k} (\tau_{km} - p \delta_{km});$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[\rho \left(E + \frac{V^2}{2} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial k} \left[\rho \left(E + \frac{V^2}{2} \right) V_k \right] = \frac{\partial}{\partial k} [(\tau_{km} - p \delta_{km}) V_k + q_k],$$

где k, m — координаты (x, y, z) ; ρ — плотность потока; t — время; V — скорость потока; p — давление потока; E — внутренняя энергия единицы массы; τ_{km} — тензор вязких сдвиговых напряжений; q_k — тепловой поток; δ_{km} — символ Кронекера ($\delta_{km} = 0$ при $k \neq m$, $\delta_{km} = 1$ при $k = m$).

В качестве начальных условий использованы давление $p = 101325$ Па и плотность $\rho = 1,225$ кг/м³. На границах расчетной области были оставлены граничные условия, заданные Flow Simulation по умолчанию. Так как моделировали внешнее обтекание без вдува и теплообмена, то дополнительные граничные условия на поверхности пластины не задавали. Задача решалась в стационарной постановке при турбулентном режиме течения (модель $k - \epsilon$).

Число ячеек базовой расчетной сетки составляло примерно $1 \cdot 10^6$, при этом было выполнено измельчение ячеек вблизи отверстий путем построения локальной сетки с уровнем дробления ячеек в текучей среде, равным 5, и сгущение сетки к поверхности пластины.

Обтекание пластины осуществляли несжимаемым потоком воздуха при скорости $V = 25$ м/с; число Рейнольдса рассчитывали по длине пластины, оно имело значение порядка $2,5 \cdot 10^5$; угол атаки изменяли в пределах $\alpha = 0 \dots 90^\circ$ с шагом $\Delta\alpha = 30^\circ$.

Аэродинамические характеристики $c_x = \frac{X}{qS}$ и $c_y = \frac{Y}{qS}$ (где X, Y —

продольная и нормальная сила; $q = \frac{\rho V^2}{2}$ — скоростной напор; S —

характерная площадь) моделей рассчитывали в связанной системе координат $Oxyz$ (см. рис. 1).

Обтекание сплошной пластины. На рис. 2 представлены структуры обтекания в среднем сечении пластины с нулевой степенью перфорации при относительной толщине пластины $\bar{c} = 0,027$.

Структура течения около сплошной пластины существенно трансформируется с изменением ее углового положения, т. е. с увеличением значения угла атаки α . При $\alpha = 0^\circ$ происходит безотрывное обтекание набегающим потоком (рис. 2, а). С увеличением угла атаки начинает проявляться вихревая структура потока на подветренной стороне пластины. При $\alpha = 30^\circ$ наблюдается отрыв потока с передней кромки пластины, вся подветренная сторона расположена в области возвратного течения, генерируется четко выраженный одиночный вихрь (рис. 2, б). При увеличении α до 60° в области, расположенной над пластиной, происходит интенсивное формирование вихревых течений сложной конфигурации (рис. 2, в). Образование пары несимметричных относительно потока вихревых элементов на некотором удалении от поверхности сплошной пластины можно видеть при $\alpha = 90^\circ$ (рис. 2, г).

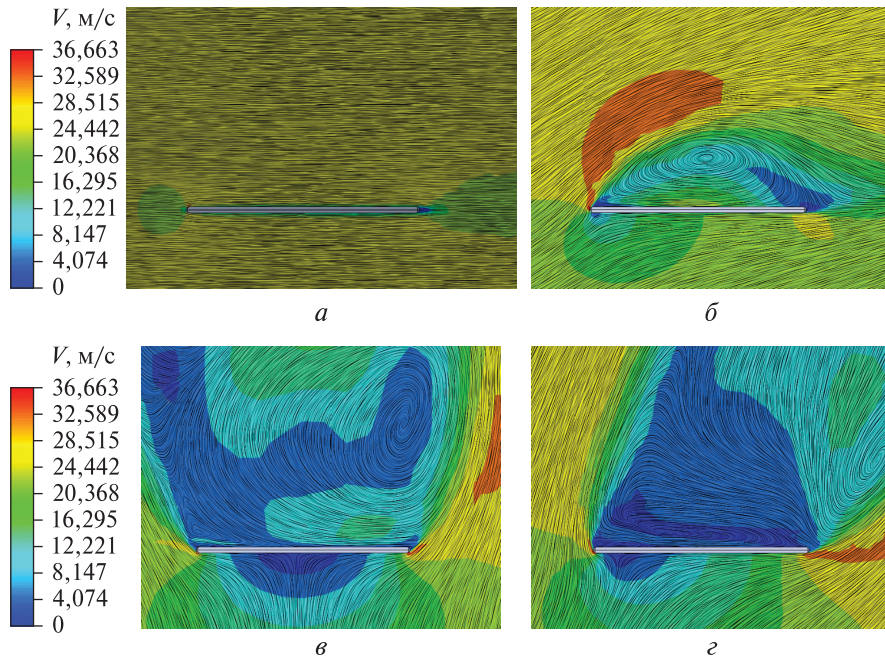


Рис. 2. Структуры обтекания сплошной пластины при разных углах атаки α , °:
 a — 0; $б$ — 30; $в$ — 60; $г$ — 90

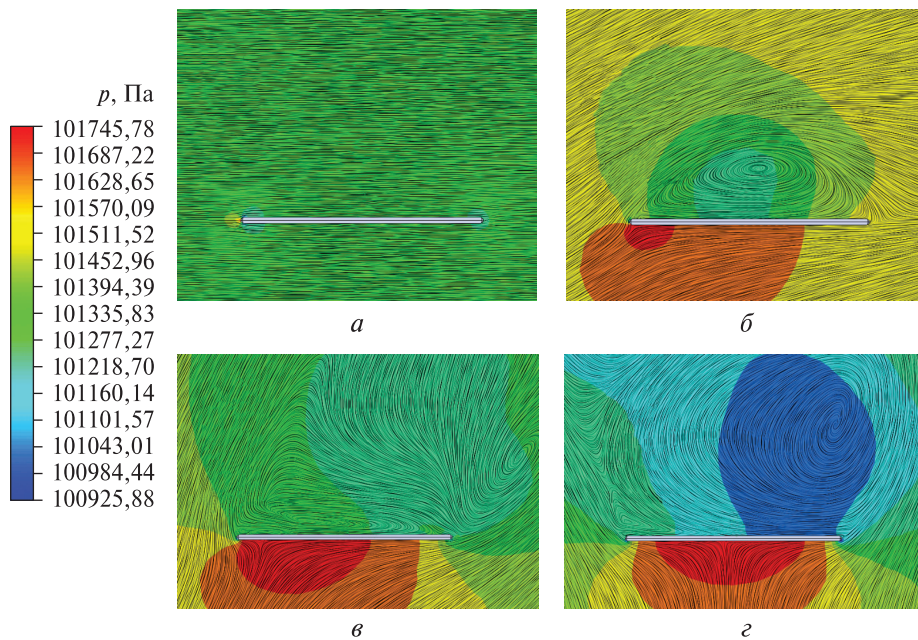


Рис. 3. Распределение давления в вертикальной плоскости потока над сплошной пластиной при разных углах атаки α , °:
 a — 0; $б$ — 30; $в$ — 60; $г$ — 90

Были также получены картины распределения давления в вертикальной плоскости потока над сплошной пластиной при изменении угла атаки α (рис. 3).

Проанализировав рис. 3, б–г, можно выделить общие особенности распределения давления: наличие области повышенного давления, охватывающей наветренную сторону пластины, и локальных зон пониженного давления, расположенных в окрестности центров вихрей, что наиболее заметно на рис. 3, г. Подобные закономерности в характере мгновенных картин поля возмущения давления около наклонных пластин, обтекаемых сильно стратифицированной и потенциально однородной жидкостью, получены в работе [17]. При этом картины, соответствующие углам атаки $\alpha = 30, 60$ и 90° (см. рис. 3, б–г), демонстрируют увеличение зоны повышенного давления, которая в случае $\alpha = 90^\circ$ охватывает практически всю наветренную поверхность пластины. Отметим, что при нулевом значении угла атаки область повышенного давления, расположенная на передней кромке пластины, имеет небольшие размеры. Это вызвано наличием скругления поверхности. Далее вниз по потоку происходит понижение давления за счет поджатия струек воздуха (рис. 3, а).

Влияние перфорации на обтекание пластины. Рассмотрены результаты численного моделирования обтекания перфорированной пластины при изменении угла атаки α . Структуры течения показаны в вертикальной плоскости на расстоянии примерно 9 мм от середины пластины (сечение по ряду отверстий). На рис. 4, а, в, д, ж представлена пластина с нулевым радиусом скругления кромки R , а на рис. 4, б, г, е, з — с максимально возможным радиусом ($R = 2$ мм).

На спектрах обтекания (см. рис. 4) видно, что локальный угол атаки у передней кромки пластины больше, чем у задней. На отверстия с наветренной поверхности поток воздействует под большим углом, а по мере удаления от передней кромки поток разворачивается почти параллельно плоскости пластины, в связи с чем составляющая динамического напора, перпендикулярная пластине, уменьшается. При увеличении угла атаки струйки в меньшей степени деформируются при выходе из отверстий за счет увеличения динамической составляющей. Интенсивность струй, образующихся за отверстиями, расположенными на разном расстоянии от передней кромки, с увеличением значения угла атаки выравнивается. Данная закономерность наблюдается и для пластин другой толщины. При этом с увеличением толщины пластины от 2 до 6 мм степень искривления струек на выходе из отверстий возрастает, они перестают быть сонаправленными с основным потоком. Обусловлено это увеличением поверхности внутренней стенки отверстий.

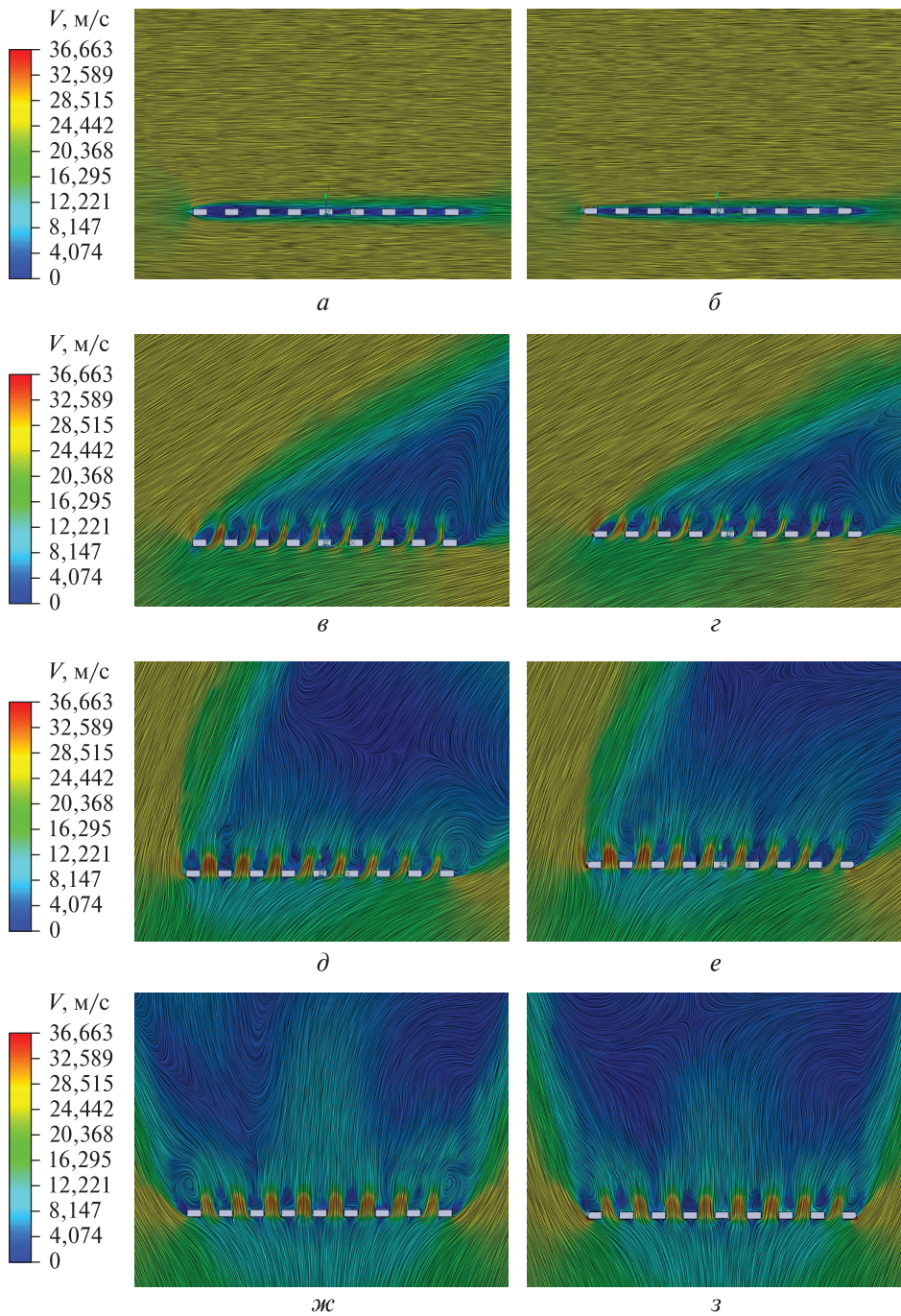


Рис. 4. Структуры обтекания перфорированной пластины с радиусом скругления кромки $R = 0$ мм (*а, в, д, ж*), $R = 2$ мм (*б, г, е, з*) при разных углах атаки α , °:
а, б — 0; *в, г* — 30; *д, е* — 60; *ж, з* — 90

Струйки трансформируют всю отрывную зону с подветренной поверхности, уменьшая или совсем устраняя области возвратного течения, оставляя лишь локальные зоны отрыва. В самих отверстиях также наблюдается неоднородная структура течения: образуются локальные зоны отрыва с боковых сторон, отрыв потока проникает с подветренной стороны пластины.

По размаху (по оси z) картина обтекания постепенно изменяется, особенно это заметно у краев пластины (рис. 5).

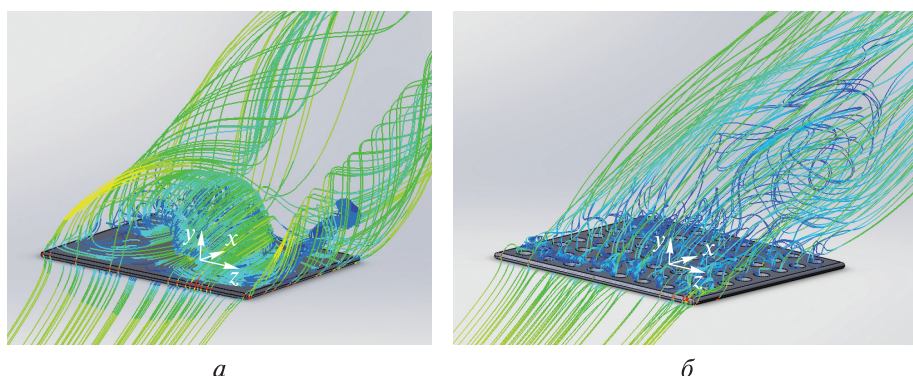


Рис. 5. Структуры обтекания сплошной (а) и перфорированной (б) пластины толщиной $c = 4$ мм при $\alpha = 30^\circ$

На рисунке видно, что обтекание боковой кромки перфорированной пластины происходит менее интенсивно за счет протока части воздуха через отверстия перфорации.

АДХ при обтекании перфорированных пластин. При расчете аэродинамических характеристик в качестве характерной площади, к которой были отнесены аэродинамические силы, полученные путем численного моделирования процесса обтекания пластины, была выбрана площадь пластины без отверстий $S_{\text{п}}$.

На рис. 6, а, б представлены графические зависимости коэффициента продольной силы c_x от угла атаки, на которых видно, что максимальное значение получено при нулевом радиусе скругления боковой кромки пластины, экстремум во всех четырех случаях находится при $\alpha = 30^\circ$. Следует отметить, что значения c_x и c_y при варьировании радиуса скругления от 1 до 2 мм идентичны на всем интервале изменения угла атаки. На рис. 6, в, г видно, что для перфорированной пластины происходит плавное изменение коэффициента c_y , т. е. перфорация обеспечивает линейность характеристики. Для сплошной пластины в начальный момент времени характер изменения близок к линейному, затем в процессе обтекания происходит срыв потока с поверхности пластины, в связи с чем давление на подветренной стороне увеличивается, и при $\alpha > 30^\circ$ возникает колебательный характер изменения коэффициента нормальной силы.

Интерес представляет использование в качестве характерной так называемой эффективной площади, которую рассчитывают по формуле

$$S_{\text{эф}} = S_{\text{п}} - S_{\text{отв}}.$$

В случае принятия $S = S_{\text{эф}}$ кривые имеют вид (см. рис. 6, б, з), аналогичный виду кривых для $S = S_{\text{п}}$ (см. рис. 6, а, в), при этом значения аэродинамических коэффициентов выше.

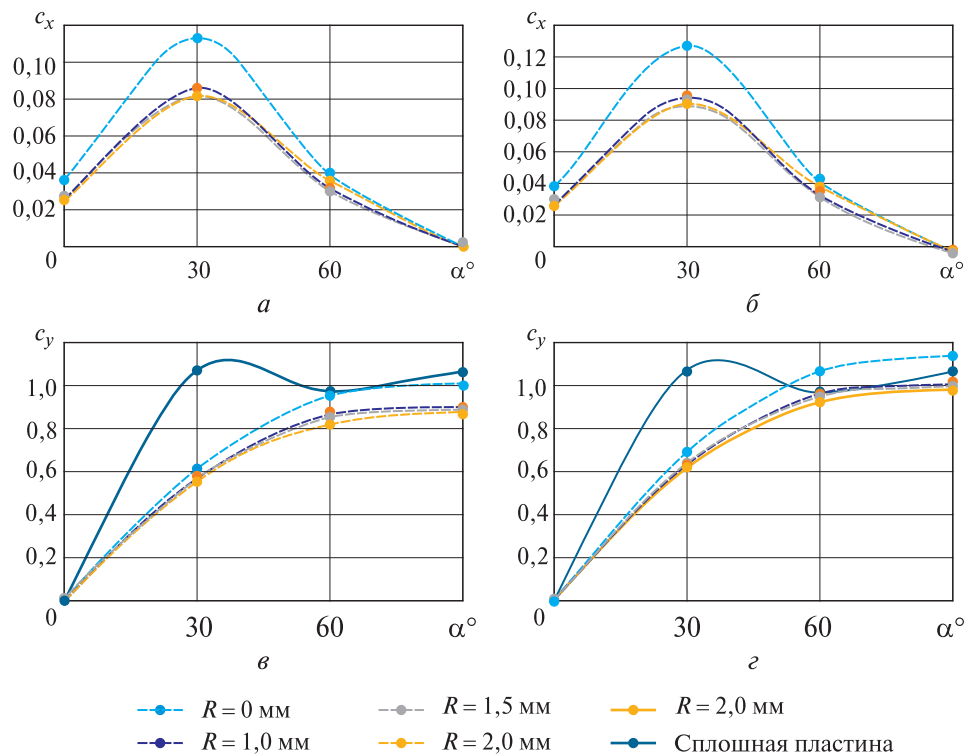


Рис. 6. Аэродинамические характеристики при изменении угла атаки α :
 а — c_x при $S = S_{\text{п}}$; б — c_x при $S = S_{\text{эф}}$; в — c_y при $S = S_{\text{п}}$; з — c_y при $S = S_{\text{эф}}$

На рис. 6, з видно, что при $\alpha > 60^\circ$ значение коэффициента нормальной силы c_y для сплошной пластины меньше, чем для перфорированной в случае отсутствия скругления кромок ($R = 0$ мм), и практически равно значениям, полученным для скругленных пластин.

Заключение. В результате численного моделирования процесса обтекания пластины со скругленными передними и боковыми кромками при различных углах атаки были получены структуры течения, аэродинамические характеристики, а также представлены графические зависимости аэродинамических коэффициентов пластины с раз-

личным радиусом скругления кромок. Установлено, что для перфорированных пластин радиус скругления их кромок R оказывает наиболее существенное влияние на аэродинамический коэффициент продольной силы до углов атаки α меньше 60° . Перфорация приводит к линейному характеру изменения коэффициента нормальной силы в зависимости от угла атаки и устраняет вихревые течения в ближнем следе за пластиной. Замечено, что различия в интенсивности, масштабе, положениях и скоростях затухания генерируемых вихревых структур возрастают с увеличением угла атаки α как для сплошной, так и для перфорированной пластины.

Полученные аэродинамические характеристики могут быть использованы при выборе аэродинамических органов управления типа стабилизаторов и тормозных щитков.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Chernyshev S.L., Gaifullin A.M., Sviridenko Yu.N. Civil aircraft vortex wake TsAGI's research activities. *Progress in Aerospace Sciences*, 2014, vol. 71, pp. 150–165.
- [2] Занин Б.Ю., Козлов В.В. *Вихревые структуры в дозвуковых отрывных течениях*. Новосибирск, НГУ, 2011, с. 15–19.
- [3] Epikhin A.A., Kalugin V.T. Features of numerical simulation of the unsteady vortex flow around aircraft considering airbrake. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2018, vol. 468, pp. 1–9.
- [4] Bobylev A.V., Vyshinsky V.V., Soudakov G.G., Yaroshevsky V.A. Aircraft vortex wake and flight safety problems. *J. of Aircraft*, 2010, vol. 47, pp. 663–677.
- [5] Kunihiko T., Colonius T. Three-dimensional flows around low-aspect-ratio flat-plate wings at low Reynolds numbers. *J. Fluid Mech.*, 2009, vol. 623, pp. 187–207.
- [6] Breitsamter C., Schmid A. Airbrake-induced fin-buffet loads on fighter aircraft. *J. of Aircraft*, 2008, vol. 45, no. 5, pp. 1619–1630.
- [7] Калугин В.Т., Мичкин А.А., Чернуха П.А., Чин Ч.Х. Экспериментальное и математическое моделирование процессов обтекания летательных аппаратов при управлении течением в ближнем следе. *Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2011, № 1, с. 71–81.
- [8] 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.
- [9] Калугин В.Т., Епихин А.С., Чернуха П.А. Исследование влияния перфорации для снижения пульсационных нагрузок, действующих на аэродинамические управляющие поверхности. *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации*, 2016, № 223, с. 51–56.
- [10] Калугин В.Т., Чернуха П.А., Бовтрикова А.С. Влияние перфорации на обтекание и аэродинамические характеристики тормозного щитка в дозвуковом потоке. *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации*, 2012, № 177, с. 29–32.
- [11] Chernukha P.A., Raffel M., Kalugin V.T. Experimental and numerical modeling of flow around perforated stabilizing devices. *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics*, 2010, vol. 8, pp. 169–177.

- [12] Lee T. PIV study of near-field tip vortex behind perforated Gurney flaps. *Experiments in Fluids*, 2011, vol. 50, iss. 2, pp. 351–361.
- [13] Брюханов А. *Палубная авиация во Второй мировой войне*. Иллюстрированный сборник. Ч. 3. Москва, Издательские решения, 2017, 120 с.
- [14] Иванов С.В. SB2C Helldiver. Война в воздухе. *Периодическое научно-популярное издание для членов военно-исторических клубов*. Белорецк, АРС 2005, 14 с.
- [15] Braun M. New wing design reduces drag. *The New York Times*, 1990, Section C, p. 1.
- [16] Florendo J., Yechout R., Siegel S., Cummings M., Kealos J. Experimental evaluation of a High Fineness Ratio Body with Drag Brakes. *J. of Spacecraft and Rockets*, 2007, vol. 44, no. 3, pp. 589–596.
- [17] Загуменный Я.В., Чашечкин Ю.Д. Численный анализ течений стратифицированной и однородной жидкостей около горизонтальной и наклонной пластин. *Прикладная математика и механика*, 2019, т. 83, № 3, с. 452–467.

Статья поступила в редакцию 17.03.2020

Ссылку на статью просим оформлять следующим образом:

Голубев А.Г., Столярова Е.Г., Калугина М.Д. Особенности обтекания перфорированных пластин дозвуковым потоком воздуха. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 5. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-5-1980>

Голубев Алексей Геннадьевич — старший преподаватель кафедры «Динамика полета ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 50 научных работ. Область научных интересов: отрывные и струйные течения и управление процессами обтекания летательных аппаратов.
e-mail: alexeygg@mail.ru

Столярова Елена Глебовна — канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика полета ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 50 научных работ. Область научных интересов: нестационарная аэродинамика, отрывные и струйные течения. e-mail: kaluginvt@bmstu.ru

Калугина Мария Денисовна — студентка 5-го курса кафедры «Динамика полета ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н.Э. Баумана.
e-mail: kaluginamd@student.bmstu.ru

Features of subsonic air flow around perforated plates

© A.G. Golubev, E.G. Stolyarova, M.D. Kalugina

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The paper considers the process of flow around a flat plate with rounded front and side edges at various degrees of surface perforation. The flow patterns were studied both near the plate with zero degree of perforation, and at the surface of plates with a perforation degree of more than 20%. The features of air flow directly inside the holes at various values of the angle of attack are considered. Isobars of pressure distribution in the vertical plane of the flow over a solid plate are given. A simulation of the flow around a perforated plate at subsonic speed of the incoming air flow is performed, aerodynamic characteristics are obtained and graphical dependencies of the aerodynamic coefficients of longitudinal and normal force on the angle of attack are presented. Special attention is paid to the comparative analysis of aerodynamic characteristics for solid (with zero degree of perforation) and perforated plates.

Keywords: flat plate, perforation, aerodynamic characteristics, flow modeling, Solid-Works Flow Simulation

REFERENCES

- [1] Chernyshev S.L., Gaifullin A.M., Sviridenko Yu.N. *Progress in Aerospace Sciences*, 2014, vol. 71, pp. 150–165.
- [2] Zarin B.Yu., Kozlov V.V. *Vikhreyye struktury v dozvukovykh otrynnykh techeniyakh* [Vortex structures in subsonic separating flows]. Novosibirsk, Novosibirsk State University Publ., 2011, pp. 15–19.
- [3] Epikhin A.A., Kalugin V.T. Features of numerical simulation of the unsteady vortex flow around aircraft considering airbrake. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2018, vol. 468, pp. 1–9.
- [4] Bobylev A.V., Vyshinsky V.V., Soudakov G.G., Yaroshevsky V.A. *Journal of Aircraft*, 2010, vol. 47, pp. 663–677.
- [5] Kunihiko T., Colonius T. *Fluid Mechanics*, 2009, vol. 623, pp. 187–207.
- [6] Breitsamter C., Schmid A. *Journal of Aircraft*, 2008, vol. 45, no. 5, pp. 1619–1630.
- [7] Kalugin V.T., Michkin A.A., Chernukha P.A., Chin Ch.Kh. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroyeniye — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series: Mechanical Engineering*, 2011, no. 1, pp. 71–81.
- [8] Epikhin A.S., Kalugin V.T. *Matematicheskoe modelirovanie — Mathematical Models and Computer Simulations*, 2017, vol. 29, no. 10, pp. 35–44.
- [9] Kalugin V.T., Epikhin A.S., Chernukha P.A. *Nauchnyy vestnik Moskovskogo Gosudarstvennogo Technicheskogo Universita Grazhdanskoy Aviatsii — Civil Aviation High Technologies*, 2016, no. 223, pp. 51–56.
- [10] Kalugin V.T., Chernukha P.A., Bovtrikova A.S. *Nauchnyy vestnik Moskovskogo Gosudarstvennogo Technicheskogo Universita Grazhdanskoy Aviatsii — Civil Aviation High Technologies*, 2012, no. 177, pp. 29–32.
- [11] Chernukha P.A., Raffel M., Kalugin V.T. *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics*, 2010, vol. 8, pp. 169–177.
- [12] Lee T. *Experiments in Fluids*, 2011, vol. 50, no. 2, pp. 351–361.
- [13] Brukhanov A. *Palubnaya aviatsiya vo Vtoroy mirovoy voyne. Illyustrirovannyi sbornik. Chast 3* [Deck Aviation in World War II. Illustrated collection. Part 3]. Moscow, Izdatelskiye resheniya Publ., 2017, 120 p.

- [14] Ivanov S.V. *SB2C Helldiver. Voyna v vozdukh* [SB2C Helldiver. War in the air]. Beloretsk, LLC “ARS” Publ., 2005, 14 p.
- [15] Braun M. *The New York Times*, 1990, Section C, p. 1.
- [16] Florendo J., Yechout R., Siegel S., Cummings M., Kealos J. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, vol. 44, no. 3, pp. 589–596.
- [17] Zagumenny Ya.V, Chashechkin Yu.D. *Prikladnaya matematika i mekhanika — Journal of Applied Mathematics and Mechanics*, 2019, vol. 83, no. 3, pp. 452–467.

Golubev A.G., Senior Lecturer, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 50 research publications in the field of separated and jet flows and control of the flow around aircraft. e-mail: alexeygg@mail.ru

Stolyarova E.G., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 50 research publications in the field of non-stationary aerodynamics, separated and jet flows. e-mail: kaluginvt@bmstu.ru

Kalugina M.D., 5th year student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: kaluginamd@student.bmstu.ru