

Влияние сквозной перфорации щитковых органов управления на аэродинамические характеристики сверхзвукового летательного аппарата

© М.Д. Калугина, А.Ю. Луценко, И.О. Попов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

В настоящее время на сверхзвуковые летательные аппараты (ЛА) все чаще устанавливаются щитковые аэродинамические органы управления. Однако в области возле щитков возникает сложная структура течения, в частности, происходит срыв вихрей с их поверхности, который может привести к раскачке и повреждению ЛА. Одним из способов уменьшить вихреобразование является сквозная перфорация щитковых органов управления. Представлены три модели с различной степенью перфорации щитков, полученные с использованием программного пакета SolidWorks Flow Simulation. Приведены результаты численного моделирования обтекания цилиндрических тел со щитковыми органами управления в кормовой части. Аэродинамические коэффициенты ЛА и структуры течения определены при числе Маха набегающего потока $M = 2,06$ в диапазоне углов атаки от 0 до 12° . Выявлено, что использование сквозной перфорации органов управления приводит к уменьшению длины отрывной зоны перед щитками, перераспределению давления по их поверхности, вытеснению вихревой структуры из области за щитками и ее сносу вниз по течению. Отмечено, что коэффициент продольной силы уменьшается, а коэффициент нормальной силы увеличивается по сравнению с соответствующим коэффициентом в случае сплошных щитков.

Ключевые слова: сквозная перфорация, щитковый орган управления, аэродинамические характеристики, отрывная зона, численное моделирование

Введение. Эффективный способ создания управляющих или тормозных усилий на сверхзвуковых летательных аппаратах (ЛА) — использование аэродинамических щитковых органов управления. Перед щитками возникает отрывная зона, конфигурация которой определяется как параметрами набегающего потока, так и геометрическими характеристиками ЛА. В донной области происходит активное вихреобразование. Сложный характер течения обуславливает необходимость комплексного изучения аэродинамических характеристик ЛА со щитками и структур обтекания.

В настоящее время проводятся экспериментальные и численные исследования обтекания ЛА со щитками [1, 2]. Большое внимание уделено обтеканию нескольких щитков, расположенных в одной плоскости вблизи друг от друга [3–10]. Эффективность их применения в качестве тормозных устройств была оценена по создаваемому ими приращению коэффициента продольной силы, рассчитанного по характерной суммарной площади щитков [6]. Показано, что она сопоставима со случаем использования сплошного тормозного диска

и щиткового (лепесткового) органа управления средних размеров. Причем наибольшей эффективностью обладают такие конструкции лепестковых органов управления, на которых интерференция между щитками минимальна и, кроме того, созданы условия для беспрепятственного вытекания части массы газа из отрывной зоны у основания щитков. Органы управления с наклонными щитками рассматриваются как альтернатива расширяющимся коническим «юбкам», что позволяет при правильном выборе количества щитков и площади протоков между ними устранять пульсационный режим обтекания.

Зарождение и отрыв крупных вихрей с поверхности щитков могут привести к раскачке и повреждению ЛА. Один из способов уменьшить вихреобразование — перфорация органов управления. Детальные исследования эффективности применения перфорированных поверхностей на разных конструкциях проведены для дозвуковых скоростей обтекания. Были изучены аэродинамические характеристики перфорированных объектов: пластин [11–14], конусов для пассивной стабилизации грузов на внешней подвеске ЛА [15, 16] и отделившихся створок головных обтекателей ракет-носителей [17], стабилизирующих расширяющихся «юбок» [18, 19], щитковых устройств. В рамках исследований перфорированных щитковых органов управления рассмотрено применение щитка для снижения динамических нагрузок на расположенный за ним киль [20, 21], щитков в кормовой части цилиндрических тел на малых дозвуковых скоростях [22], щитков в качестве альтернативы решетчатым стабилизаторам в системе аварийного спасения ракеты «Союз» [23]. Было отмечено, что перфорация эффективна и при сверхзвуковом обтекании. Так, была предложена конструкция аэродинамического щитка, состоящая из двух отдельных рядом расположенных пластин, причем задняя пластина меньшей высоты перфорирована одним или несколькими рядами отверстий на уровне высоты передней пластины [24]. Экспериментальные исследования на сверхзвуковой аэродинамической установке кратковременного действия при числе Маха невозмущенного набегающего потока $M_\infty = 2,68$ показали, что такая конструкция позволяет повысить давление за щитком, не снижая его значений в отрывной зоне перед щитком. При этом по сравнению со щитком с одной перфорированной пластиной использование щитка из двух пластин позволяет сохранить размер передней отрывной зоны. Выявлено увеличение нормальной силы на 23...25 % и уменьшение продольной силы на 20...21 % за счет протока газа.

Актуальной задачей является проведение комплексных исследований влияния перфорации органов управления разной конструкции на аэродинамические характеристики высокоскоростных ЛА.

Цель данной работы — проведение численного исследования влияния сквозной перфорации щиткового органа управления,

расположенного в кормовой части цилиндриконического тела, на аэродинамические характеристики ЛА и структуры течения при сверхзвуковых скоростях.

Методы и материалы. Были исследованы модели ЛА, состоящие из конической головной части, цилиндрического центрального тела и кормовой части с перфорированными органами управления, собранными из восьми щитков (рис. 1). Длина цилиндрической части моделей $L = 0,1$ м, их полная длина $L_{\text{полн}} = 0,16$ м, угол полураствора конической головной части $\beta_k = 15^\circ$, диаметр мидаля $d_m = 0,032$ м. Аэродинамические щитки представляют собой плоские пластины высотой $h = 0,034$ м и относительной шириной $\bar{b} = b/h = 0,38$ с разной степенью сквозной перфорации: $\sigma = 0; 17; 27$ %.

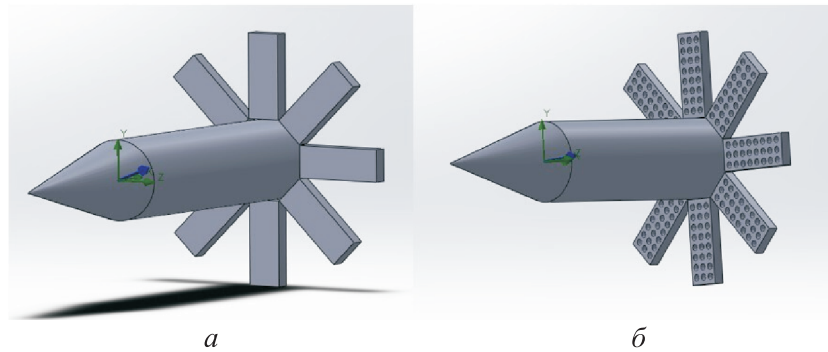


Рис. 1. Модель ЛА с органом управления, состоящим из сплошных (а) и перфорированных (б) щитков

Степень перфорации вычисляется по формуле

$$\sigma = \frac{S_{\text{отв}}}{S_{\text{щ}}} \cdot 100 \%, \quad (1)$$

где $S_{\text{отв}}$ — суммарная площадь, которую занимают n круглых отверстий перфорации диаметром $d_{\text{отв}}$ на одном щитке, $S_{\text{отв}} = \frac{n\pi d_{\text{отв}}^2}{4}$, м^2 ; $S_{\text{щ}}$ — площадь щитка, $S_{\text{щ}} = bh$, м^2 .

Геометрические параметры щитков с перфорацией (мм) представлены на рис. 2.

Рассматриваемые аэродинамические характеристики моделей рассчитываются в связанной системе координат. Коэффициенты продольной c_x и нормальной c_y сил соответственно приводятся к площади мидаля модели $S_m = \frac{\pi d_m^2}{4}$, м^2 , и скоростному напору невозмущенного

набегающего потока $q_\infty = \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} = \frac{k M_\infty^2 p_\infty}{2}$, Па, а коэффициент момента тангажа m_z , вычисляемый относительно носка модели, кроме того, — к полной длине модели $L_{\text{полн}}$, м:

$$c_x = \frac{X}{S_M q_\infty}; \quad (2)$$

$$c_y = \frac{Y}{S_M q_\infty}; \quad (3)$$

$$m_z = \frac{M_z}{S_M L_{\text{полн}} q_\infty}, \quad (4)$$

где X — продольная сила, Н; Y — нормальная сила, Н; M_z — момент тангажа относительно носка модели, Н·м.

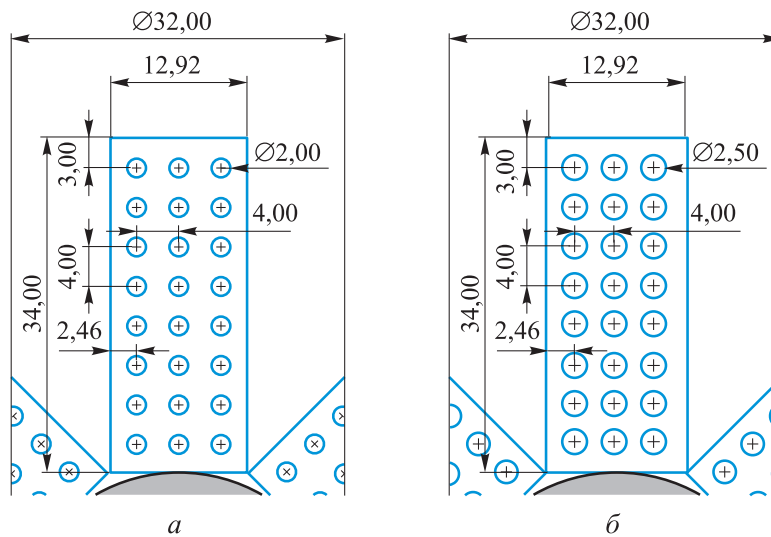


Рис. 2. Геометрические параметры щитков с перфорацией σ , равной 17 % (а) и 27 % (б)

В качестве начальных условий для численного моделирования обтекания ЛА воздушным потоком (показатель адиабаты $k = 1,4$) заданы число Маха невозмущенного набегающего потока $M_\infty = 2,06$ и стандартные параметры атмосферы на нулевой высоте: статическое давление $p_\infty = 101\,325$ Па; температура $T_\infty = 288,15$ К.

Расчет проводится в стационарной постановке задачи с использованием модели турбулентности $k - \varepsilon$.

Для моделирования обтекания ЛА сверхзвуковым потоком в диапазоне углов атаки $\alpha \in [0...12^\circ]$ задана прямоугольная расчетная

область с локальными цилиндрическими областями вблизи поверхности моделей, где ячейки дробятся в 16 раз и более по сравнению с базовой сеткой (рис. 3, а, б). Для выбора размера ячеек базовой сетки проведен анализ сеточной сходимости по аэродинамическим коэффициентам продольной c_x и нормальной c_y сил при степени перфорации $\sigma=0$ и $\alpha=0;6^\circ$ в зависимости от общего числа ячеек (рис. 3, в, г). Выбрано общее число ячеек около 2 млн, так как большее их количество влияет лишь на сотые доли коэффициентов.

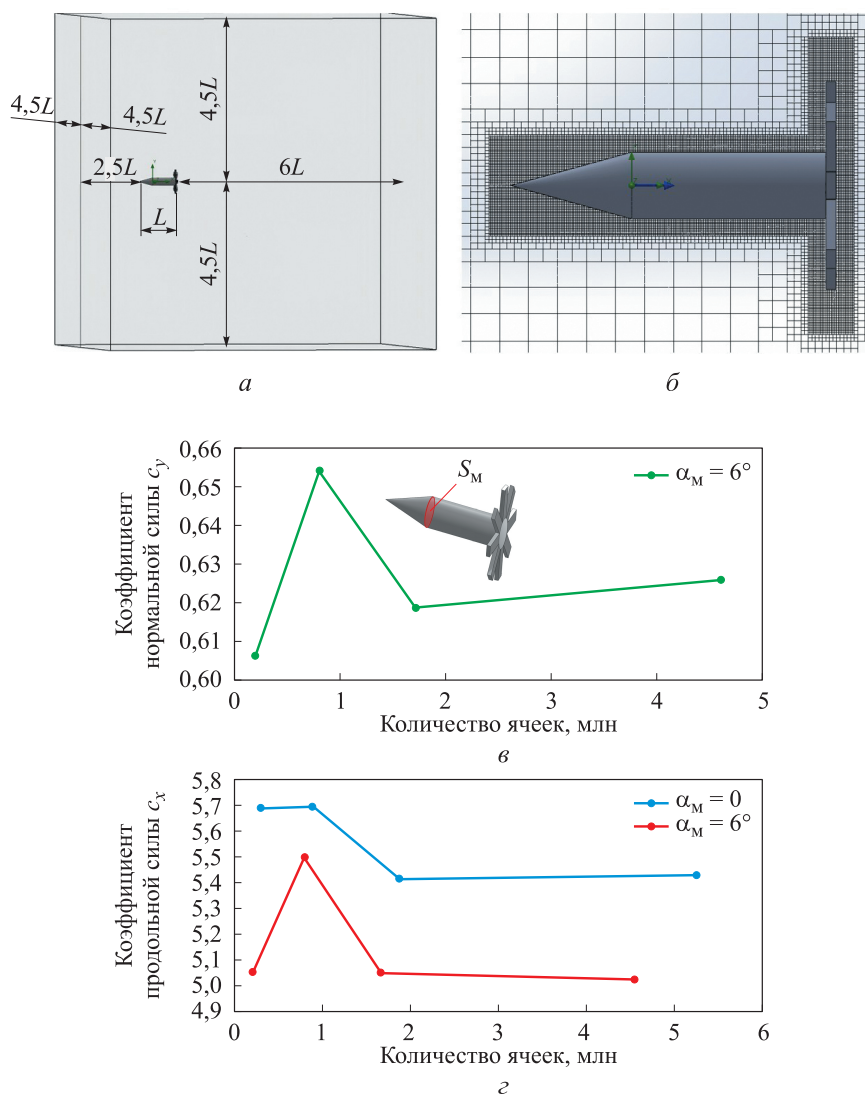


Рис. 3. Расчетная область (а) и расчетная сетка (б) для численного моделирования обтекания ЛА, выбранная в результате анализа сеточной сходимости по коэффициентам c_y (в) и c_x (г)

Кроме аэродинамических коэффициентов ЛА со щитковыми органами управления, интерес вызывает изменение длины отрывной зоны при использовании перфорации. Помимо определения длины зоны отрыва по полученным в ходе численного моделирования структурам течения, рассматривается приближенная инженерная методика расчета длины отрывной зоны, основанная на законе сохранения массы:

$$\dot{m}_{\text{прих}} = \dot{m}_{\text{уход}} + \dot{m}_{\text{цирк}}, \quad (5)$$

где $\dot{m}_{\text{прих}}$ — массовый расход воздуха, приходящий в отрывную зону; $\dot{m}_{\text{уход}}$ — массовый расход воздуха, покидающий отрывную зону через отверстия перфорации; $\dot{m}_{\text{цирк}}$ — массовый расход воздуха, продолжающий циркулировать в зоне возвратного течения.

Схема расчета параметров отрывного течения показана на рис. 4.

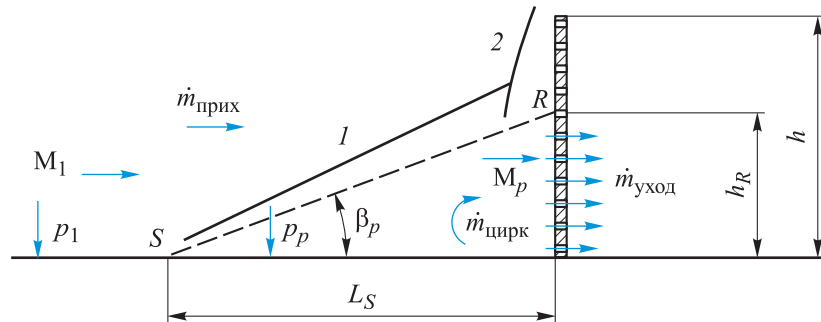


Рис. 4. Схема массообмена между набегающим потоком, передней отрывной зоной и донным течением:

1 — скачок уплотнения, обусловленный разворотом оторвавшегося потока; 2 — скачок уплотнения, обусловленный наличием преграды; M_1 — число Маха потока непосредственно перед отрывной зоной; p_1 — статическое давление потока перед отрывной зоной; S — точка отрыва потока; L_S — длина зоны отрыва; R — точка присоединения потока; M_p — число Маха в отрывной зоне (в области «плато» давления); p_p — статическое давление в отрывной зоне при плоском обтекании; Cr_p — число Крокко в отрывной зоне; β_p — угол разворота оторвавшегося потока (угол «жидкого клина»); h_R — высота линии присоединения; h — высота щитка

Сначала методом последовательных приближений определяется длина зоны отрыва перед сплошным щитком: задается i -е приближение длины зоны отрыва при плоском обтекании $L_{S0}^{(i)}$, вычисляется координата точки отрыва $x_S^{(i)}$ и соответствующее число Рейнольдса $Re_{x_S}^{(i)}$ и сравнивается с принятым критическим $Re_{кр} = 10^5$. Далее рассчитывается давление в отрывной зоне $p_p^{(i)}$ и с использованием уравнений теории скачков уплотнения определяются угол разворота потока $\beta_p^{(i)}$ и число Крокко в отрывной зоне $Cr_p^{(i)}$.

Давление в отрывной зоне p_p вычисляется в зависимости от режима течения по формулам

$$\bar{p}_p = \frac{A}{\text{Re}_{x_S}^B (M_1^2 - 1)^{0,25}}; \quad (6)$$

$$p_p = p_1 \left(1 + \frac{k M_1^2 \bar{p}_p}{2} \right), \quad (7)$$

где $\bar{p}_p$ — коэффициент давления в отрывной зоне; A, B — числовые коэффициенты, при ламинарном отрыве $A = 1,69$, $B = 0,25$ и при турбулентном отрыве $A = 2,04$, $B = 0,1$.

Безразмерная координата разделяющей линии тока $\eta_{\text{рлт}}^{(i)}$ (показана на рис. 6 пунктиром) определяется из решения интегрального уравнения

$$\int_{-\infty}^{+\infty} \frac{\varphi^2}{1 - \text{Cr}_p^2 \varphi^2} d\eta = \int_{\eta_{\text{рлт}}}^{+\infty} \frac{\varphi}{1 - \text{Cr}_p^2 \varphi^2} d\eta, \quad (8)$$

где φ — безразмерная скорость, $\varphi = 0,5(1 + \text{erf}\eta)$.

Высота линии присоединения $h_R^{(i)}$ однозначно определяется по $\eta_{\text{рлт}}^{(i)}$ из системы уравнений:

$$\varphi_{\text{рлт}} = 0,5(1 + \text{erf}\eta_{\text{рлт}}); \quad (9)$$

$$M_{\text{рлт}} = \varphi_{\text{рлт}} \left[\frac{1}{M_p^2} + \frac{k-1}{2} (1 - \varphi_{\text{рлт}}^2) \right]^{-0,5}; \quad (10)$$

$$M_h^2 = \frac{k+1}{2k} \left[1 + 0,5(k-1) M_{\text{рлт}}^2 \right]^{\frac{k}{k-1}} + \frac{k-1}{2k}; \quad (11)$$

$$\text{erf}\eta_h = 2 \sqrt{\frac{1 + 0,5(k-1) M_p^2 M_h^2}{1 + 0,5(k-1) M_h^2 M_p^2}} - 1; \quad (12)$$

$$\Delta\eta_h = \eta_h - \eta_{\text{рлт}}; \quad (13)$$

$$h_R = h \frac{\cos \beta_p - \frac{\Delta \eta_h}{\sigma} \sin \beta_p}{\frac{\Delta \eta_h}{\sigma} \frac{1}{\sin \beta_p} - \frac{\Delta \eta_h}{\sigma} \sin \beta_p + \cos \beta_p}, \quad (14)$$

где $\varphi_{\text{рлт}}$ и $\eta_{\text{рлт}}$ — безразмерная скорость и координата разделяющей линии тока соответственно; $M_{\text{рлт}}$ и M_h — числа Маха на разделяющей линии тока (РЛТ) и на линии тока, приходящей в вершину щитка; η_h — безразмерная координата линии тока, приходящей в вершину щитка; σ — коэффициент смещения, $\sigma = 12 + 2,758M_p$.

Длина отрывной зоны перед сплошным щитком L_{S_0} рассчитывается с учетом приближенного коэффициента пространственности течения $K_{\text{пр}}$:

$$K_{\text{пр}} \left(\frac{h}{b} \right) = 1 - 0,737 \frac{h}{b} + 0,207 \left(\frac{h}{b} \right)^2; \quad (15)$$

$$L_{S_0}^{(i+1)} = \frac{h_R^{(i)}}{\text{tg} \beta_p^{(i)}} K_{\text{пр}} \left(\frac{h}{b} \right), \quad (16)$$

где h — высота щитка; b — ширина щитка.

Массовый расход $\dot{m}_{\text{прих}}$, приходящий в циркуляционную зону, рассчитывается по следующей системе уравнений:

$$\dot{m}_{\text{прих}} = \frac{\rho_p V_p (1 - \text{Cr}_p^2) b x_c}{\sigma} \int_{-\infty}^{\eta_{\text{рлт}}} \frac{\varphi}{1 - \text{Cr}_p^2 \varphi^2} d\eta; \quad (17)$$

$$L_{\text{рлт}} = \frac{\delta l_2 + L_{S_0}}{\sin \beta_p} - \delta l_1 + 30 \delta_{\text{нсж}}^{**}; \quad (18)$$

$$\delta l_2 = \frac{2,5 \delta_{\text{нсж}}^{**}}{1 + 0,23 M_p} \sin(\beta_p - \beta_\varphi); \quad (19)$$

$$\delta l_1 = \frac{2,5 \delta_{\text{нсж}}^{**}}{1 + 0,23 M_p} \text{ctg}(\beta_p - \beta_\varphi); \quad (20)$$

$$\beta_\varphi = (0,033 + 0,0069 \text{Cr}_p^2) (1 - \text{Cr}_p^2); \quad (21)$$

$$\delta_{\text{нсж}}^{**} = 0,036 (10 \bar{p}_{\text{нсж}}^2 + 1) \frac{x_S}{\text{Re}_{x_S}^{0,2}}; \quad (22)$$

$$\bar{p}_{\text{НСЖ}} = 1 - \frac{v_S^2}{v_1^2}. \quad (23)$$

Здесь $L_{\text{рлт}}$ — длина разделяющей линии тока; β_ϕ — угол между границей невязкого потока и направлением линии тока, для которой определяется безразмерная скорость ϕ ; $\delta_{\text{НСЖ}}^{**}$ — толщина потери импульса для несжимаемого газа, определяемая как функция коэффициента давления $\bar{p}_{\text{НСЖ}}$ в точке отрыва; v_S — скорость в точке отрыва.

Исходя из относительного перепада давлений, скорость в точке отрыва v_S определяется по теории скачков уплотнения:

$$\frac{p_S}{p_1} = 1 + \frac{0,745kM_1^2}{\text{Re}_{x1}^{0,1}(M_1^2 - 1)^{0,25}}, \quad (24)$$

где p_S — давление в точке отрыва; M_1 — число Маха непосредственно перед точкой отрыва.

Массовый расход, уходящий из отрывной зоны, определяется из условия критического перепада давления между течениями в передней отрывной зоне и донной области:

$$\dot{m}_{\text{уход}} = D\rho_{\text{зв}}a_{\text{зв}}S_{\text{перф}}, \quad (25)$$

где $D = 0,37 + M_\infty$ — коэффициент расхода для цилиндрического ЛА с конической головной частью; $\rho_{\text{зв}}$, $a_{\text{зв}}$ — плотность и скорость звука, соответствующие звуковому истечению через отверстия перфорации; $S_{\text{перф}}$ — суммарная площадь отверстий перфорации, лежащих ниже линии присоединения, $S_{\text{перф}} = \sigma b h_R$.

Искомая длина отрывной зоны в зависимости от степени перфорации вычисляется в предположении, что объемы отрывных зон $W_{\text{перф}}$ и W перед сплошным и перфорированным щитками соответственно пропорциональны коэффициенту, равному доле массового

расхода, циркулирующего в отрывной зоне $\xi = \frac{\dot{m}_{\text{цирк}}}{\dot{m}_{\text{прих}}} = \left(1 - \frac{\dot{m}_{\text{уход}}}{\dot{m}_{\text{прих}}}\right)$:

$$\frac{W_{\text{перф}}}{W} = \frac{L_S^2(\sigma)}{L_{S0}^2} = \xi, \quad (26)$$

$$L_S(\sigma) = \sqrt{\xi} L_{S0}. \quad (27)$$

Результаты. Поля скоростей, полученные на угле атаки α , равном 0 и 12° при степенях перфорации щитков $\sigma = 0$ и 27 %, представлены на рис. 5. Вблизи органов управления определены характерные структуры течения: область отрывного течения перед щитками и ограничивающие ее скачки уплотнения — возникающий при отклонении потока на «жидком клине» 1 и генерируемый преградой 2 (см. рис. 4). В донной области ЛА со сплошными щитками происходит интенсивное вихреобразование. В случае перфорации щитков расположенные за ними вихревые структуры вытесняются за счет прохождения струек тока через отверстия перфорации и сносятся вниз по течению.

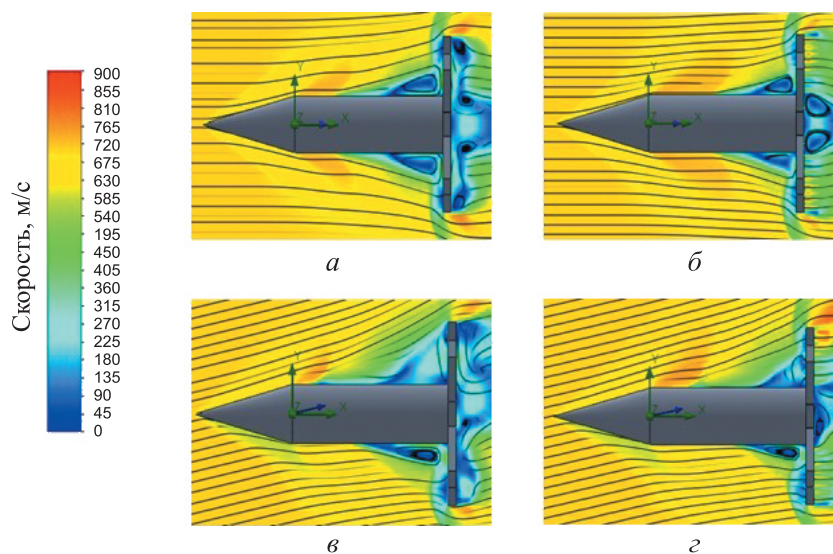


Рис. 5. Поля скоростей, полученные при $\alpha = 0$:

a — $\sigma = 0$; $б$ — $\sigma = 27\%$ и $\alpha = 12^\circ$; $в$ — $\sigma = 0$; $г$ — $\sigma = 27\%$

Графики изменения длины отрывной зоны с ростом степени перфорации $L_S(\sigma)$ при угле атаки α , равном 0 и 12°, представлены на рис. 6. В последнем случае в силу несимметричности обтекания длина зоны отрыва на подветренной стороне ЛА больше, чем на наветренной. При $\alpha = 0$ результат измерения длины отрывной зоны по структурам течения сопоставлен с результатом, полученным по описанной выше инженерной методике, которая дала погрешность около 20 % по сравнению с численным моделированием. Это обусловлено тем, что методика была разработана для случая обтекания одиночного щитка, расположенного на плоской поверхности, с приближенно заданной поправкой на пространственность течения. Во всех случаях выявлено убывание зависимости $L_S(\sigma)$.

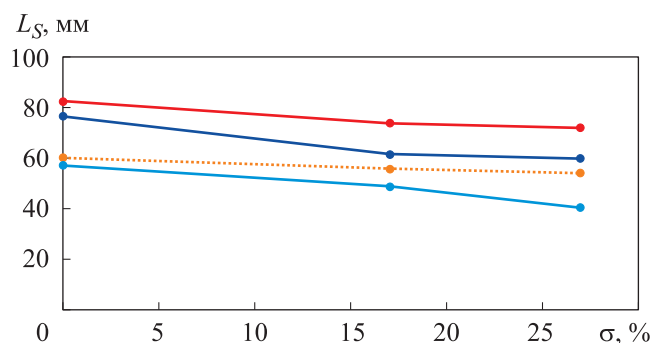


Рис. 6. Графики зависимости длины отрывной зоны от степени перфорации $L_S(\sigma)$ для угла атаки α , равного 0 и 12° :

— $\alpha = 0^\circ$; — $\alpha = 0^\circ$, инженерный расчет (изолированный щиток); — $\alpha = 12^\circ$, подветренная сторона; — $\alpha = 12^\circ$, наветренная сторона

Уменьшение длины отрывной зоны при перфорации щитков приводит к снижению высоты линии присоединения h_R (рис. 7). В результате увеличивается давление на верхнюю часть щитков. Среднее повышение давления при степени перфорации $\sigma = 27\%$ и угле атаки $\alpha = 6^\circ$ составило 16 %.

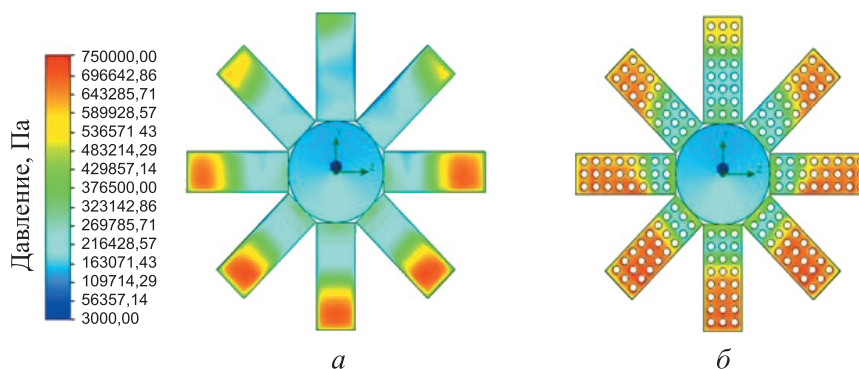


Рис. 7. Распределение давления по щиткам, полученное при $\alpha = 6^\circ$:
а — $\sigma = 0$; б — $\sigma = 27\%$

Несмотря на возрастание давления на щитках, во всем исследованном диапазоне углов атаки общая величина коэффициента продольной силы c_x снижается, так как уменьшается площадь поверхности щитков за счет наличия отверстий перфорации (рис. 8, а). Коэффициент нормальной силы c_y при наличии перфорации увеличивается вследствие разницы давлений на наветренной и подветренной сторонах цилиндрической поверхности тела (рис. 8, б), что особенно заметно при $\alpha \geq 6^\circ$. Для случая сплошных щитков полученные значения коэффициентов c_y и m_z практически совпадают с данными исследования [10].

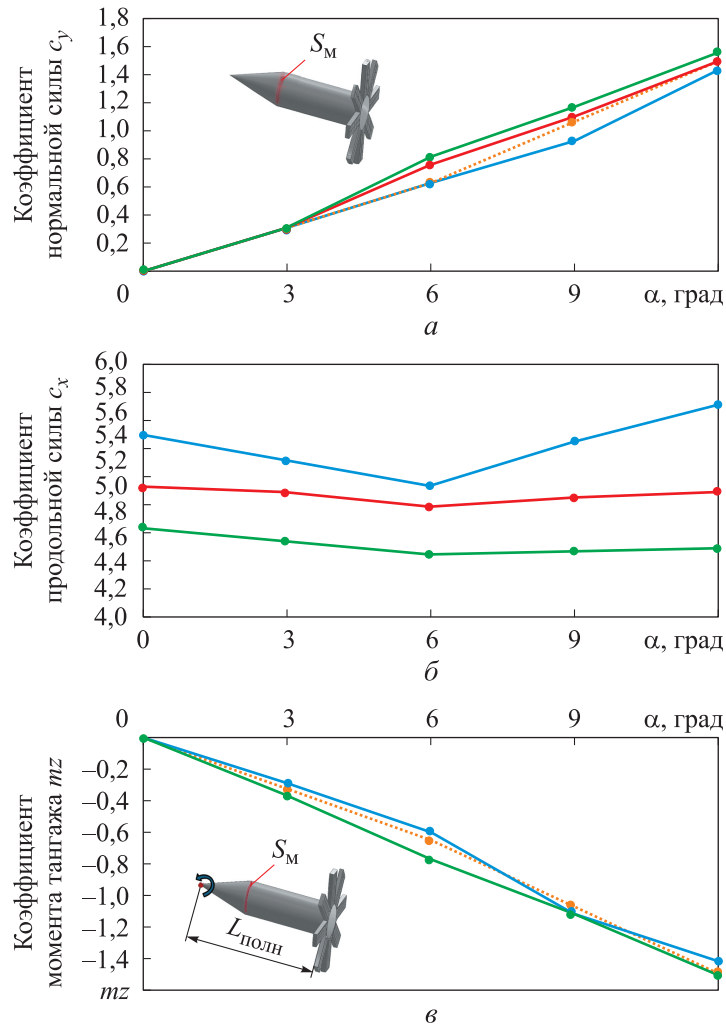


Рис. 8. Графики зависимостей аэродинамических характеристик от угла атаки:
 $a - c_y(\alpha)$; $b - c_x(\alpha)$; $v - m_z(\alpha)$; — $\sigma = 0$; — $\sigma = 0$ [10]; — $\sigma = 17\%$,
— $\sigma = 27\%$

При изменении величины аэродинамических коэффициентов перфорация практически не меняет характер кривых зависимостей продольной и нормальной сил от угла атаки. Зависимость $c_y(\alpha)$ остается возрастающей, а функция $c_x(\alpha)$ сохраняет при $\alpha \approx 6^\circ$ минимум, который обусловлен совместным действием двух факторов, определяющих поле давлений: изменением угла наклона головного скачка уплотнения и изменением высоты линии присоединения потока к щиткам. Первый фактор приводит к понижению давления на подветренной стороне ЛА и его повышению на наветренной стороне во всем рассмотренном диапазоне углов атаки. Второй фактор определяется изменением длины отрывной зоны, которая на подветренной стороне увеличивается

с возрастанием угла атаки, а на наветренной — начинает заметно уменьшаться при $\alpha > 6^\circ$.

Заключение. В результате проведенного численного моделирования сверхзвукового обтекания ЛА со щитковыми органами управления было выявлено влияние перфорации щитков на структуры течения и аэродинамические характеристики. Перфорация щитков приводит к уменьшению размера отрывной зоны перед щитками, вытеснению вихревой структуры и ее сносу вниз по течению. Проведенные расчеты длины зоны отрыва перед одиночным перфорированным щитком дали хорошее совпадение с результатами ее измерения по структурам обтекания из численного моделирования. Уменьшение длины зоны отрыва и высоты линии присоединения приводит к возрастанию давления в верхней части щитков (до 16 % при $\sigma = 27\%$ и $\alpha = 6^\circ$). Однако коэффициент продольной силы снижается за счет уменьшения площади поверхности щитков на величину суммарной площади отверстий перфорации. Коэффициент нормальной силы возрастает за счет увеличения разности давлений на наветренной и подветренной сторонах цилиндрической поверхности ЛА.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Герасимов С.И., Каныгин И.И., Кикеев В.А., Герасимова Р.В., Тотышев К.В., Голубев В.К. Расчетно-экспериментальная визуализация сверхзвукового обтекания управляющих щитков на телах вращения сегментно-конической формы. *Научная визуализация*, 2014, № 3, с. 55–67.
- [2] Власов О.Ю., Семенчиков Н.В. Исследование параметров обтекания тела вращения со щитком. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 12. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-12-1836>
- [3] Калугин В.Т. *Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004, 688 с.
- [4] Голубев А.Г., Захарченко В.Ф., Калугин В.Т., Луценко А.Ю. Расчет АДХ тормозных и стабилизирующих устройств высокоскоростных ЛА. *Оборонная техника*, 1994, № 1, с. 5–10.
- [5] Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Столярова Е.Г. Моделирование процессов обтекания тормозных устройств летательных аппаратов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 1998, № 2, с. 51–52.
- [6] Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Столярова Е.Г. Экспериментальные исследования структур отрывного обтекания и аэродинамических характеристик тел вращения с тормозными и управляющими устройствами. *Известия РАН. Механика жидкости и газа*, 1999, № 5, с. 164–176.
- [7] Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu., Stolyarova E.G. Experimental study of the patterns of separated flow past bodies of revolution with drag and control devices and their aerodynamic properties. *Fluid Dynamics*, 1999, vol. 34, no. 5, pp. 745–754.
- [8] Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Столярова Е.Г. Аэродинамическая эффективность тормозных и управляющих устройств высокоскоростных летательных аппаратов различных назначений. *Тезисы докладов науч.-техн. конф., посвященной 170-летию МГТУ им. Н.Э. Баумана. В 2 ч. Ч. 1*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2000, с. 141.

- [9] Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Столярова Е.Г. Аэродинамические характеристики щитковых органов управления, установленных на телах вращения, в условиях кривой обдувки сверхзвуковым потоком газа. *Тезисы докладов Междунар. науч.-техн. конф., посвященной 85-летию гражданской авиации России*. Москва, МГТУ ГА, 2008, с. 119–120.
- [10] Калугин В.Т., Чернуха П.А., Чин Ч.Х. Экспериментальное и математическое моделирование процесса обтекания летательных аппаратов с тормозными устройствами. *Наука и образование*, 2012, № 11, с. 217–232. DOI: 10.7463/1112.0489665
- [11] Yilmaz B., Gorman G., Sparrow E. Flow impingement on a perforated plate at an angle of attack. *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, 2017, vol. 27 (1), pp. 1–21.
- [12] 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>
- [13] 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 Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2021, vol. 1191. DOI: 10.1088/1757-899X/1191/1/012007
- [14] 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>
- [15] Калугин В.Т., Киндяков Е.Б., Чернуха П.А. Особенности обтекания перфорированных устройств системы стабилизации грузов на внешней подвеске летательных аппаратов. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2010, № 151, с. 23–27.
- [16] Калугин В.Т., Чернуха П.А. HS-PIV метод экспериментального исследования нестационарного обтекания грузов на внешней подвеске с перфорированными стабилизирующими устройствами. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2011, № 172, с. 49–53.
- [17] 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). DOI:10.1063/1.5133279
- [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.
- [19] Калугин В.Т., Калугина М.Д., Луценко А.Ю., Назарова Д.К., Слободянюк Д.М. Использование перфорации стабилизирующих расширяющихся «юбок» для улучшения аэродинамических характеристик летательных аппаратов. *Вестник Воронежского государственного технического университета*, 2023, т. 19, № 3, с. 43–51.
- [20] Калугин В. Т., Епихин А. С., Чернуха П. А. Исследование влияние перфорации для снижения пульсационных нагрузок, действующих на аэродинамические управляющие поверхности. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2016, т. 19, № 1, с. 51–56.
- [21] Епихин А.С., Калугин В.Т. Методы снижения и расчет нестационарных аэродинамических нагрузок при килевом бафтинге маневренного самолета. *Математическое моделирование*, 2017, т. 19, № 10, с. 35–44.
- [22] Калугин В.Т., Голубев А.Г. Экспериментальное исследование влияния перфорации тормозных щитков на аэродинамические характеристики цилиндри-

- ческих тел при малых дозвуковых скоростях полета. *Труды XLII Академических чтений по космонавтике. Москва, 23–26 января 2018 г.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, с. 256.
- [23] Калугин В.Т., Калугина М.Д., Луценко А.Ю., Назарова Д.К., Слободянюк Д.М. Особенности в аэродинамических характеристиках и структурах обтекания летательного аппарата с перфорированными стабилизирующими устройствами. *Актуальные проблемы прикладной математики, информатики и механики. Сборник трудов Междунар. науч. конф. Воронеж, ООО «Вэлборн», 2022, с. 1424–1431.*
- [24] Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Столярова Е.Г. Аэродинамические перфорированные щитки. *Вопросы исследования летной эксплуатации ВС в особых ситуациях. Межвузовский сборник научных трудов.* Москва, МГТУ ГА, 1997, с. 85–89.

Статья поступила в редакцию 13.03.2026

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Калугина М.Д., Луценко А.Ю., Попов И.О. Влияние сквозной перфорации щитковых органов управления на аэродинамические характеристики сверхзвукового летательного аппарата. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 7. EDN IKKJKE

Калугина Мария Денисовна — канд. техн. наук, 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: kaluginamd@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 100 научных публикаций в области аэродинамики струйных и отрывных течений, проектирования органов управления полетом. e-mail: lutsenko@bmstu.ru
SPIN-код: 7660-5072, AuthorID: 113506, Scopus Author ID 7004074417

Попов Иван Олегович — студент 5-го курса кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» МГТУ им. Н. Э. Баумана.
e-mail: popovio@student.bmstu.ru

The Effect of Through-Hole Perforation of the Control Surfaces on the Aerodynamic Characteristics of a Supersonic Vehicle

© M.D. Kalugina, A.Yu. Lutsenko, I.O. Popov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

Nowadays aerodynamic shield surfaces are becoming widely used for supersonic vehicle control and braking. A complicated flow structure appears near the shields. Particularly, there is a vortex separation from the shield surfaces which can lead to vehicle vibrations and damage. One way to reduce vortex formation is to perforate controls. The paper presents the numerical simulation results of the flow past cylinder-conic body with afterbody shield controls. Three models considered have different degrees of shields through-hole perforation. The simulation was performed using the SolidWorks Flow Simulation package. The body aerodynamic coefficients and flow structures were obtained at a free stream Mach number of 2.06 in the attack angle range from 0 to 12 degrees. It was found that the shields through-hole perforation leads to the decrease of flow separation zone ahead of the shields, the pressure redistribution over their surfaces, the bottom vortex structure displacement and its drift downstream. Longitudinal force coefficient decreases, while the normal force coefficient increases compared to the solid shields case.

Keywords: through-perforation, flight control shields, aerodynamic characteristics, flow separation zone, numerical simulation

REFERENCES

- [1] Gerasimov S.I., Kanygin I.I., Kikeev V.A., Gerasimova R.V., Totyshev K.V., Golubev V.K. Raschetno-eksperimentalnaya vizualizatsiya sverkhzvukovogo obtekaniya upravlyayuschikh schitkov na telakh vrascheniya segmentno-konicheskoy formy [Computational and experimental visualization of supersonic flow over control flaps on bodies of revolution of segment-conical shape]. *Nauchnaya vizualizatsiya — Scientific Visualization*, 2014, no. 3, pp. 55–67.
- [2] Vlasov O.Yu., Semenchikov N.V. Issledovanie parametrov obtekaniya tela vrascheniya so schitkom [Investigation of flow parameters around a body of revolution with a flap]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2018, iss. 12. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-12-1836>
- [3] Kalugin V.T. *Aerogazodinamika organov upravleniya poleta letatel'nykh apparatov* [Aerogas dynamics of flight control surfaces of aircraft]. Moscow, Bauman Press, 2004, 688 p.
- [4] Golubev A.G., Zakharchenko V.F., Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu. Raschet ADKh tormoznykh i stabiliziruyuschikh ustroystv vysokoskorostnykh LA [Calculation of aerodynamic characteristics of braking and stabilizing devices of high-speed aircraft]. *Oboronnaya tekhnika*, 1994, no. 1, pp. 5–10.
- [5] Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu., Stolyarova E.G. Modelirovanie protsessov obtekaniya tormoznykh ustroystv letatel'nykh apparatov [Modeling of flow processes around aircraft braking devices]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroyeniye — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 1998, no. 2, pp. 51–52.
- [6] Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu., Stolyarova E.G. Eksperimentalnye issledovaniya struktur otryvnogo obtekaniya i aerodinamicheskikh kharakteristik tel

- vrascheniya s tormoznymi i upravlyayuschimi ustroystvami [Experimental studies of separated flow structures and aerodynamic characteristics of bodies of revolution with braking and control devices]. *Izvestiya Rossiyskoy akademii nauk. Mekhanika zhidkosti i gaza — Fluid Dynamics*, 1999, no. 5, pp. 164–176.
- [7] Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu., Stolyarova E.G. Experimental study of the patterns of separated flow past bodies of revolution with drag and control devices and their aerodynamic properties. *Fluid Dynamics*, 1999, vol. 34, no. 5, pp. 745–754.
- [8] Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu., Stolyarova E.G. Aerodinamicheskaya effektivnost tormoznykh i upravlyayushekh ustroystv vysokoskorostnykh letatel'nykh apparatov razlichnykh naznacheniy [Aerodynamic efficiency of drag and control devices of high-speed aircraft for various applications]. In: *Tezisy dokladov nauchno-tehnicheskoy konferentsii, posvyashchennoy 170-letiyu MGTU im. N.E. Baumana* [Abstracts of the Scientific and Technical Conference Dedicated to the 170th Anniversary of Bauman Moscow State Technical University]. In 2 parts. Part 1. Moscow, Bauman Press, 2000, p. 141.
- [9] Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu., Stolyarova E.G. Aerodinamicheskie kharakteristiki schitkovykh organov upravleniya, ustanovlennyykh na telakh vrascheniya, v usloviyakh kosoy obduvki sverkhzvukovym potokom gaza [Aerodynamic characteristics of shield-type control surfaces mounted on bodies of revolution under oblique supersonic flow conditions]. In: *Tezisy dokladov Mezhdunarodnoy nauchno-tehnicheskoy konferentsii, posvyashchennoy 85-letiyu grazhdanskoy aviatsii Rossii* [Abstracts of the International Scientific and Technical Conference Dedicated to the 85th Anniversary of Civil Aviation of Russia]. Moscow, Moscow State Technical University of Civil Aviation Publ., 2008, pp. 119–120.
- [10] Kalugin V.T., Chernukha P.A., Chin Ch.Kh. Eksperimentalnoe i matematicheskoe modelirovanie protsessa obtekaniya letatel'nykh apparatov s tormoznymi ustroystvami [Experimental and mathematical simulation of the flow around aircraft with drag devices]. *Nauka i obrazovanie — Science and Education*, 2012, no. 11, pp. 217–232. DOI: 10.7463/1112.0489665.
- [11] Yilmaz B., Gorman G., Sparrow E. Flow impingement on a perforated plate at an angle of attack. *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, 2017, vol. 27, no. 1, pp. 1–21.
- [12] Golubev A.G., Stolyarova E.G., Kalugina M.D. Osobennosti obtekaniya perforirovannykh plastin dozvukovym potokom vozdukh [Features of subsonic air-flow around perforated plates]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2020, iss. 5. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-5-1980>
- [13] 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 Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2021, vol. 1191, art. 012007. DOI: 10.1088/1757-899X/1191/1/012007
- [14] Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu., Kalugina M.D., Nazarova D.K., Slobodanyuk D.M. Aerodinamicheskie kharakteristiki perforirovannykh organov upravleniya letatel'nykh apparatov pri dozvukovykh skorostyakh obtekaniya [Aerodynamic characteristics of perforated aircraft control surfaces at subsonic flow velocities]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2022, iss. 8. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-8-2205>
- [15] Kalugin V.T., Kindyakov E.B., Chernukha P.A. Osobennosti obtekaniya perforirovannykh ustroystv sistemy stabilizatsii gruzov na vneshney podveske letatel'nykh apparatov [Flow features of perforated devices of external-load stabilization systems for aircraft]. *Nauchnyy vestnik MGTU GA — Civil Aviation High Technologies*, 2010, no. 151, pp. 23–27.

- [16] Kalugin V.T., Chernukha P.A. HS-PIV metod eksperimentalnogo issledovaniya nestatsionarnogo obtekaniya gruzov na vneshney podveske s perforirovannymi stabiliziruyushchimi ustroystvami [HS-PIV method for experimental investigation of unsteady flow around externally suspended loads with perforated stabilizing devices]. *Nauchnyy vestnik MGTU GA — Civil Aviation High Technologies*, 2011, no. 172, pp. 49–53.
- [17] Lutsenko A.Yu., 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, no. 1. DOI: 10.1063/1.5133279
- [18] Chernukha P.A., Raffel M., Kalugin V.T. Experimental and numerical modeling of flow around perforated stabilizing devices. *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, 2013, vol. 121, pp. 169–176.
- [19] Kalugin V.T., Kalugina M.D., Lutsenko A.Yu., Nazarova D.K., Slobodyanyuk D.M. Ispol'zovanie perforatsii stabiliziruyushchikh rasshirayushchikhsya «yubok» dlya uluchsheniya aerodinamicheskikh kharakteristik letatelnykh apparatov [Application of perforated expanding skirts to improve aerodynamic characteristics of aircraft]. *Vestnik Voronezhskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta — Bulletin of Voronezh State Technical University*, 2023, vol. 19, no. 3, pp. 43–51.
- [20] Kalugin V.T., Epikhin A.S., Chernukha P.A. Issledovanie vliyaniya perforatsiy dlya snizheniya pul'satsionnykh nagruzok, deystvuyushchikh na aerodinamicheskie upravlyayushchie poverkhnosti [Investigation of the effect of perforation on reducing pulsating loads acting on aerodynamic control surfaces]. *Nauchnyy vestnik MGTU GA — Civil Aviation High Technologies*, 2016, vol. 19, no. 1, pp. 51–56.
- [21] Epikhin A.S., Kalugin V.T. Metody snizheniya i raschet nestatsionarnykh aerodinamicheskikh nagruzok pri kilevom baftinge manevrennogo samoleta [Methods for reducing and calculating unsteady aerodynamic loads under vertical-tail buffeting of a maneuvering aircraft]. *Matematicheskoe modelirovanie*, 2017, vol. 29, no. 10, pp. 35–44.
- [22] 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 drag flaps on the aerodynamic characteristics of cylindrical bodies at low subsonic flight speeds]. In: *Trudy XLII Akademicheskikh chteniy po kosmonavtike. Moscow, January 23–26, 2018* [Proceedings of the XLII Academic Readings on Cosmonautics. Moscow, January 23–26, 2018]. Moscow, Bauman Press, 2018, p. 256.
- [23] Kalugin V.T., Kalugina M.D., Lutsenko A.Yu., Nazarova D.K., Slobodyanyuk D.M. Osobennosti v aerodinamicheskikh kharakteristikakh i strukturakh obtekaniya letatel'nogo apparata s perforirovannymi stabiliziruyushchimi ustroystvami [Features of aerodynamic characteristics and flow structures of an aircraft with perforated stabilizing devices]. In: *Aktualnye problemy prikladnoy matematiki, informatiki i mekhaniki. Sbornik trudov Mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii* [Current Problems of Applied Mathematics, Informatics and Mechanics. Proceedings of the International Scientific Conference]. Voronezh, Welborn LLC Publ., 2022, pp. 1424–1431.
- [24] Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu., Stolyarova E.G. Aerodinamicheskie perforirovannye schitki [Aerodynamic perforated flaps]. In: *Voprosy issledovaniya letnoy ekspluatatsii VS v osobykh situatsiyakh. Mezhvuzovskiy sbornik nauchnykh trudov* [Problems of flight operation studies of aircraft in special situations. Interuniversity collection of scientific papers]. Moscow, MSTUCA Publ., 1997, pp. 85–89.

Kalugina M.D., Cand. Sc. (Eng.), Assistant Lecturer of the Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University. Research interests include aerodynamics of jet and separated flows and control of aircraft flow processes. e-mail: kaluginamd@bmstu.ru

Lutsenko A.Yu., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor of the Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University; author of more than 100 scientific publications in the field of aerodynamics of jet and separated flows and flight control system design. e-mail: lutsenko@bmstu.ru
SPIN-code: 7660-5072, AuthorID: 113506, Scopus Author ID: 7004074417

Popov I.O., 5th-year student of the Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: popovio@student.bmstu.ru