

Journal of Siberian Federal University. Engineering & Technologies, 2018, 11(2), 198-212

~ ~ ~

УДК 623.746.7

Model Research of Technologies for Creating the Perforated Design of the Aircraft Cover

**Victoria A. Plotkina,
Roman N. Alifanov and Pavel A. Starodubtsev***
*Far Eastern State Technical Fisheries University
Maritime Institute
52V Lugovaya, Vladivostok Str., 690078, Russia*

Received 21.11.2017, received in revised form 02.01.2018, accepted 24.02.2018

The article deals with modern aspects of the use of a perforated casing design with combined holes and a damping cavity. The main emphasis of the research is made on the field of their application and control of the laminar-turbulent transition near aerodynamic surfaces of aircraft with a perforated surface with holes of various geometric configurations, including with combined geometric shapes that have blind damping cavities.

Keywords: aircraft, combined perforations, damping cavity, boundary layer, frictional resistance, perforated surface.

Citation: Plotkina V., Alifanov R.N., Starodubtsev P.A. Model research of technologies for creating the perforated design of the aircraft cover, J. Sib. Fed. Univ. Eng. technol., 2018, 11(2), 198-212. DOI: 10.17516/1999-494X-0023.

Модельные исследования технологии создания перфорированной конструкции обшивки летательного аппарата

В.А. Плоткина, Р.Н. Алифанов, П.А. Стародубцев
*Дальневосточный государственный
технический рыбохозяйственный университет
Мореходный институт
Россия, 690078, Владивосток, ул. Луговая, 52В*

В статье рассмотрены современные аспекты использования перфорированной конструкции обшивки с комбинированными отверстиями и демпфирующей полостью. Основной акцент исследований сделан на области их применения и управления ламинарно-турбулентным переходом вблизи аэродинамических поверхностей летательных аппаратов с помощью

© Siberian Federal University. All rights reserved

* Corresponding author E-mail address: gidra_518@mail.ru, dolatshahi@iaukhsh.ac.ir

перфорированной поверхности с отверстиями различной геометрической конфигурации, в том числе с комбинированными геометрическими формами, которые имеют глухие демпфирующие полости.

Ключевые слова: летательный аппарат, комбинированные перфорационные отверстия, демпфирующая полость, пограничный слой, сопротивление трения, перфорированная поверхность.

Введение

Для увеличения аэродинамического качества летательного аппарата желательным является снижение сопротивления трения, которое возникает при его движении в воздушной среде. В авиации уменьшение трения имеет большое значение с точки зрения улучшения экономичности воздушных перевозок. Снижение трения потока, обтекающего поверхности крыла, хвостового оперения и фюзеляжа, может дать значительный прирост дальности полета. Поэтому научная заинтересованность многих ученых сосредоточилась на исследовании процесса управления пограничным слоем вблизи пристенной поверхности с целью изменения аэродинамических характеристик летательного аппарата [1].

В данной области техники очень широко известно, что на условия течения пограничного слоя текучей среды, обтекающей аэродинамическую поверхность, могут влиять устройства, совершенствующие несущую поверхность летательного аппарата [2, 3]. Совершенствование формы несущей аэродинамической поверхности летательного аппарата позволяет осуществить управление текучей средой пограничного слоя для стабилизации или управления. Возникающее в результате меньшее поверхностное трение может привести к уменьшению аэродинамического сопротивления, увеличению скорости движения в установившемся или неустановившемся воздушном потоке и экономии топлива летательного аппарата [4]. Воздействие на процесс обтекания летательных аппаратов дает возможность не только стабилизировать пограничный слой, но и формировать желаемый режим течения в выбранной области на поверхности летательного аппарата.

Основная часть

Возможным техническим решением вышепредставленных рассуждений является создание устройств управления ламинарным течением, содержащем наружную обшивку, имеющую множество перфорационных отверстий в виде микроотверстий, проходящих через нее, и наружную поверхность, выполненную с возможностью воздействия на нее воздушного потока, включающего в себя воздушное течение пограничного слоя, проходящее вдоль указанной наружной поверхности [5].

Наиболее целесообразно сочетание различных комбинаций отверстий на перфорированной поверхности. Предпочтительно сочетание геометрической формы отверстий с произвольным расположением на несущей аэродинамической поверхности крыла летательного аппарата. При этом отверстия располагаются на перфорированной конструкции обшивки вдоль корневой и концевой частей, верхней и нижней несущей поверхности крыла и хвостового стабилизатора, соответствующей на поверхности аэродинамического профиля от 65 до 75 % длины хорды от передней кромки до задней кромки профиля. Данное предпочтение позволяет при конструи-

ровании несущей поверхности крыла применять стандартные элементы перфорированных изделий с использованием сочетаний штампов, без применения дополнительных механических операций, таких как пробивка или сверление отверстий, в процессе создания летательного аппарата. К данным изделиям относятся стандартные перфорационные листы из сплавов черных и цветных металлов различных размеров.

При этом допускается вариант расположения перфорационных отверстий только на аэродинамической поверхности крыла. Множество отверстий возможно в первом множестве, но можно предусмотреть и второе множество отверстий, расположенное на 90 % длины хорды аэродинамического профиля от передней к задней кромке профиля.

Использование перфорации различной геометрии, в частности наличие комбинированных отверстий на верхней поверхности крыла летательного аппарата и расположенных под отверстиями демпфирующих полостей, позволяет осуществить управление пристенными течениями на аэродинамической поверхности с активным воздействием на пограничный слой. Расположение перфорированных отверстий с демпфирующими полостями возможно также на нижней аэродинамической поверхности крыла и на горизонтальном оперении хвостового стабилизатора летательного аппарата.

Наличие на несущей аэродинамической поверхности комбинированной перфорации и демпфирующей полости не влияет на безопасность летательного аппарата, так как предусматриваются размеры всех составляющих для уменьшения турбуликации потока. При этом необходимо помнить, что коэффициент поверхностного трения – важная характеристика при обеспечении данных параметров.

На рис. 1 представлен для образца проведения научных исследований летательный аппарат с крылом прямой стреловидности, который может быть как пилотируемый, так и беспилотный.

Он включает в себя фюзеляж 1 с крылом 2 прямой стреловидности, имеющим комбинированную перфорацию со стороны верхней несущей аэродинамической поверхности и горизонтального оперения хвостового стабилизатора 3. Выполнение такой перфорированной конструкции обшивки с комбинированными отверстиями и демпфирующей полостью возможно также на летательном аппарате с треугольной формой крыла в плане.

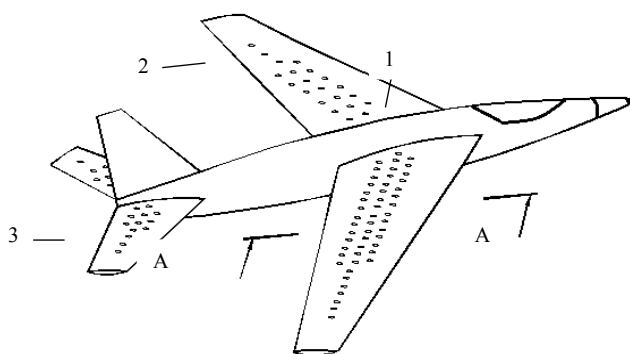


Рис. 1. Летательный аппарат с крылом прямой стреловидности

Fig.1. Aircraft with a straight sweep wing

На рис. 2 изображено поперечное сечение крыла A-A, а именно аэродинамический профиль с углом атаки α и участком механизации в потоке набегающей воздушной среды со скоростью v , а также расположение узла I – фрагмента верхней несущей поверхности крыла.

Горизонтальные несущие поверхности летательного аппарата содержат прикрепленный к фюзеляжу 1 (рис. 1) каркас с обшивкой 4, представленный в поперечном сечении аэродинамическим профилем 9 с углом атаки α (рис. 2).

Рис. 3 иллюстрирует укрупненный узел I фрагмента верхней аэродинамической поверхности крыла летательного аппарата, показывающий часть несущей поверхности крыла с участком перфорированной поверхности с отверстиями и глухими демпфирующими полостями с закругленными участками в глубинной части полости.

Несущее крыло 2 и горизонтальное оперение в хвостовой части летательного аппарата 3 (рис. 1) представляют собой наиболее целесообразные зоны для применения активного способа управления пограничным слоем с помощью аэродинамической поверхности с использованием

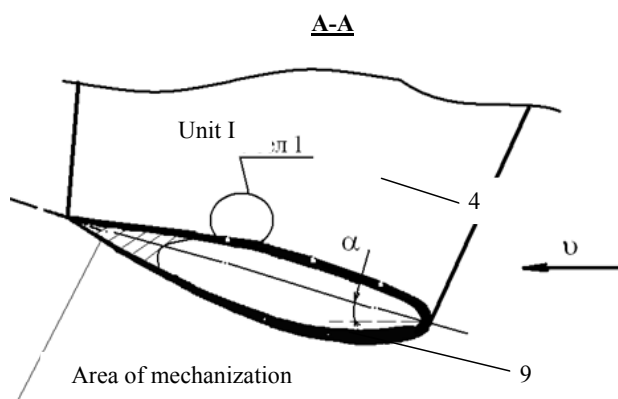


Рис. 2. Поперечное сечение крыла A-A

Fig. 2. Wing cross-section A-A

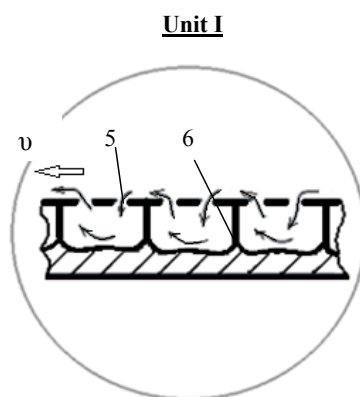


Рис. 3. Укрупненный узел I фрагмента верхней аэродинамической поверхности крыла летательного аппарата

Fig. 3. Enlarged unit I of the fragment of the aircraft wing upper aerodynamic surface

перфорации 5 различной геометрии, включающие также демпфирующие глухие полости со скругленной снизу внутренней частью 6 (рис. 3). Аэродинамический профиль 9 (рис. 2) имеет комбинированную перфорированную несущую поверхность 5 (рис. 3) на обшивке горизонтального оперения 4 (рис. 2), которая состоит из верхней и нижней частей. Перфорированная поверхность включает в себя перфорационные отверстия 7 и 8 (рис. 4) с разной геометрической формой в плане.

Поток, движущийся со скоростью v , взаимодействует с полостью 6 через перфорационные отверстия в обтекаемой поверхности 5 (рис. 3). При этом турбулентные пульсации давления и скорости вблизи поверхности приводят к перетеканию некоторой массы воздушного потока в полость и обратно, в результате возникает естественный демпфирующий эффект. Как результат, при неустановившемся движении летательного аппарата демпфирующий эффект позволяет создать дополнительную подъемную силу, способствующую благоприятному движению.

Рис. 5 демонстрирует фрагмент крыла летательного аппарата от передней кромки с аэродинамическим профилем 9, который дает представление о перфорации 5 с комбинированием круглых и квадратных отверстий, линейно чередующихся на поверхности, а также о варианте порядкового расположения данных отверстий на обшивке крыла 4 в пространственной (связанной) системе координат.

Обшивка крыла 4 (рис. 5) и горизонтального оперения хвостовой части летательного аппарата 3 (рис. 1) имеют комбинированную перфорацию 5 с наличием перфорационных отверстий 7 и 8 (рис. 4) различной геометрии, которые направлены вдоль передней кромки крыла и хвостового стабилизатора. При этом отверстия 7, 8 в перфорированной поверхности могут иметь сочетание сложных и простых фигур (рис. 4), а именно их комбинацию.

Комбинирование отверстий различной формы возможно благодаря совмещению штампов различной формы. Под комбинированной перфорацией располагаются демпфирующие полости 6 (рис. 3). При этом перфорационные отверстия 7, 8 могут быть расположены с послойным чередованием круглых и квадратных отверстий от передней кромки аэродинамического про-

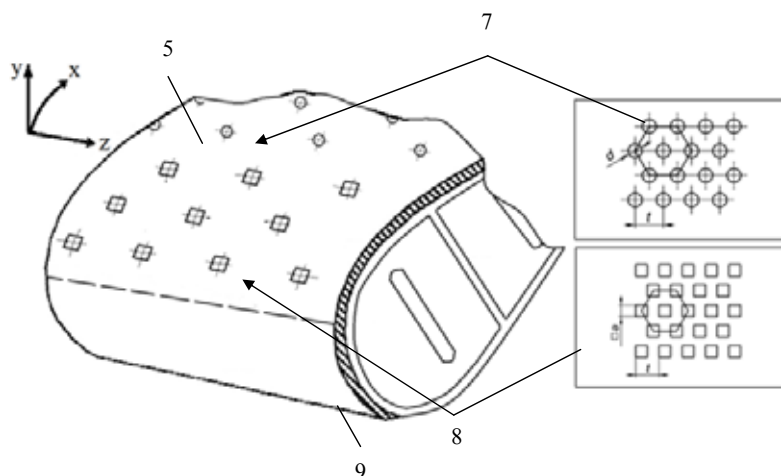


Рис. 4. Перфорационные отверстия с разной геометрической формой

Fig.4. Perforations with different geometric shapes

филя 9 крыла летательного аппарата с шестиугольным расположением на несущей поверхности (рис. 4). В качестве базы для дальнейшего рассмотрения рис. 4, 5 схематично показывают участок перфорированной несущей аэродинамической поверхности. Для отсчета также на рис. 4, 5 дополнительно показана связанная система координат, в которой ось «x» обозначает направление вдоль хорды аэродинамического профиля, ось «y» указывает направление вектора воздушной скорости, перпендикулярное хорде аэродинамического профиля, и ось «z» обозначает направление вдоль передней кромки горизонтального оперения.

Рис. 6 представляет собой схему чередования комбинированной перфорированной поверхности 5 и глухих демпфирующих полостей 6 со скругленной глубиной частью на аэродинамической несущей поверхности горизонтального оперения летательного аппарата.

Известно, что жесткость – это свойство материала противостоять деформациям. Для этого предусматривается наличие демпфирующей полости со скругленной глубиной частью под комбинированной перфорированной несущей поверхностью. При этом для уменьшения концентраторов напряжения (вырезы, острые углы) предусматриваются в глубинной части полости скругления, организованные таким образом, чтобы осуществить целесообразность несущей

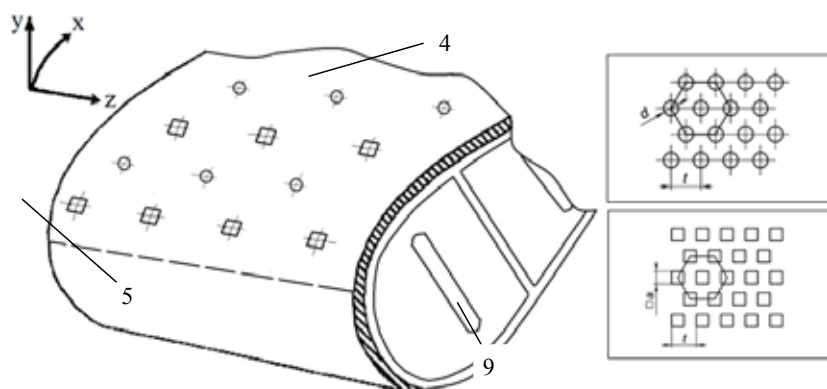


Рис. 5. Фрагмент крыла летательного аппарата от передней кромки с аэродинамическим профилем

Fig. 5. Aircraft wing fragment from the leading edge with an aerodynamic profile

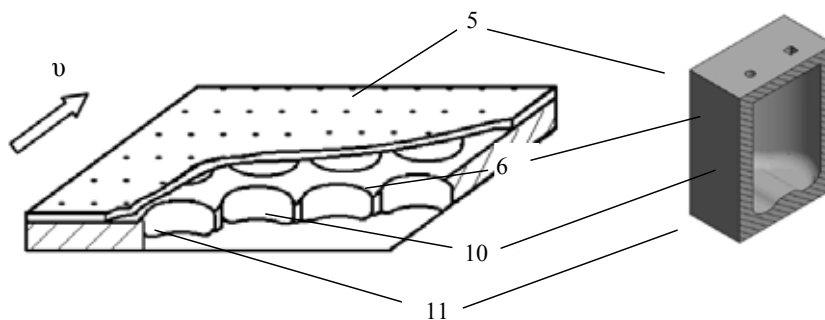


Рис. 6. Схема чередования комбинированной перфорированной поверхности и глухих демпфирующих полостей со скругленной глубиной частью

Fig. 6. Scheme of alternation of a combined perforated surface and blind damping cavities with a rounded depth

способности. При этом основная задача несущей способности решается с учетом прочности и жесткости. Основная целостность конструкции направлена на снижение коэффициента поверхностного трения.

Вогнутость 10 в глубинной части демпфирующей полости включает участки, примыкающие к вертикальным стенкам полости 11 с выполнением скруглений, обеспечивающих жесткость конструкции и предотвращающих значительное ослабление влияния перфорационных отверстий на несущей аэродинамической поверхности летательного аппарата.

На рис. 7 показаны варианты модернизации геометрической формы отверстий, представленных в виде окружности, квадрата и треугольника, которые могут комбинироваться на аэродинамической поверхности летательного аппарата.

Соотношение размеров глухой демпфирующей полости 6 (рис. 6) и расположенных над ней комбинированных перфорационных отверстий 7, 8 (рис. 5), представленных геометрической формой в виде окружности и квадрата, которые чередуются линейно, изображено на рис. 8.

Рис. 9 дает представление о возможных вариантах комбинации отверстий различных геометрических форм, а также о вариантах расположения по отношению к множеству отверстий. В результате форма отверстий может быть представлена геометрическими фигурами простого вида, например: окружностью [a1, b1, c1, d1, e1], квадратом [a2, b2, c2, e2]; ромбом [d2]; прямоугольником [b3, e3]; овалом [b4, e4] и другими; а также фигурами сложного вида, которые могут быть получены совмещением отверстий простой формы. Возможен вариант выполнения

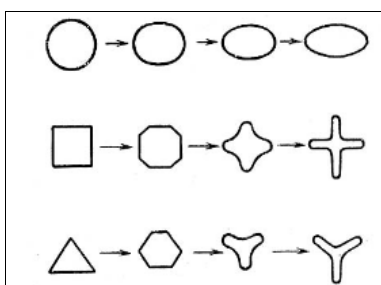


Рис. 7. Варианты модернизации геометрической формы отверстий

Fig. 7. Options for the modernization of the geometric shape of holes



Рис. 8. Соотношение размеров глухой демпфирующей полости и расположенных над ней комбинированных перфорационных отверстий

Fig. 8. The ratio of the dimensions of the blank damping cavity and the above perforations

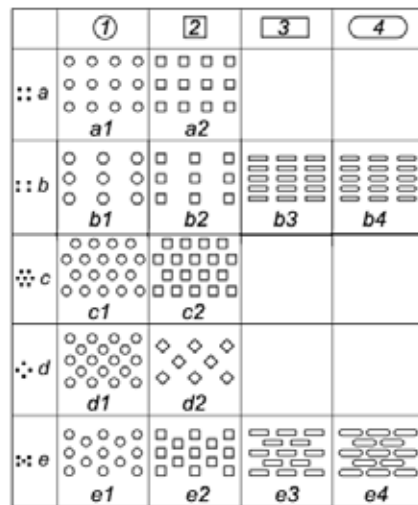


Рис. 9. Возможные варианты комбинации отверстий различных геометрических форм
 Fig. 9. Possible variants of a combination of holes of different geometric shapes

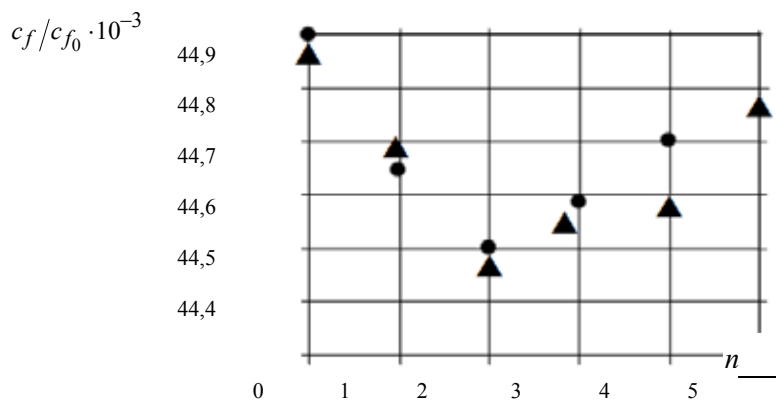


Рис. 10. Графическая зависимость влияния коэффициента сопротивления трения c_f на количество отверстий

Fig. 10. Graphic dependence of the coefficient of friction resistance effect c_f on the number of holes

перфорированной части несущей поверхности с различным распределением отверстий по поверхности. При этом расположение отверстий на перфорированной поверхности может быть представлено по квадрату [a1, a2], прямоугольнику [b1–b4], шестиугольнику [c1, c2], по квадрату с разворотом на 45° [d1, d2], с симметричным смещением [e1–e4].

На рис. 10 представлена полученная при проведении модельных исследований графическая зависимость влияния коэффициента сопротивления трения c_f/c_{f_0} на количество отверстий n , приходящихся на каждую демпфирующую полость, где ● – отверстия в форме окружности, ▲ – комбинирование формы отверстий: круглые и квадратные отверстия. Как можно видеть на графике, оптимальное количество отверстий выявлено при комбинировании геометрических форм отверстий.

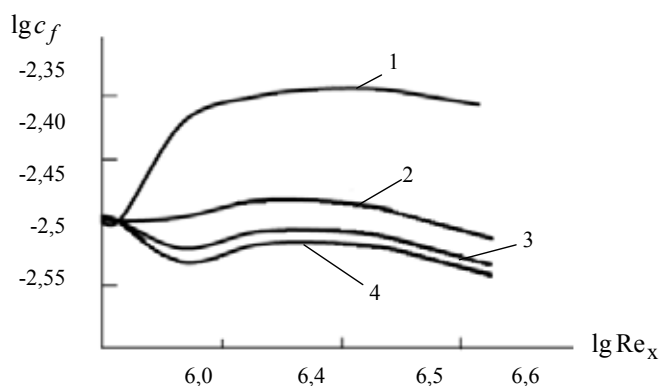


Рис. 11. График зависимости коэффициента c_f от параметра, характеризующего конструктивные особенности, связанные с изменением объема полости \bar{V}

Fig. 11. The graph of the dependence of the coefficient c_f on the parameter characterizing structural features associated with changes in the volume of the cavity \bar{V}

На рис. 11 изображен график зависимости коэффициента трения c_f от параметра, характеризующего конструктивные особенности, связанные с изменением объема полости \bar{V} , выраженный критерием Рейнольдса Re_x .

Графическая зависимость 1 на рис. 11 соответствует непроницаемой аэродинамической поверхности, зависимость 2 – проницаемой поверхности с глубиной демпфирующей полости, равной 5 мм, 3 – проницаемой поверхности с глубиной полости, равной 10 мм, зависимость 4 – проницаемой поверхности с глубиной полости, равной 15 мм.

На рис. 12 представлен график $\lg St = f(\lg Re)$, оценивающий зависимость безразмерного параметра – числа Стэнтона St , который характеризует интенсивность теплообмена воздушно-го потока с обтекаемой несущей аэродинамической поверхностью, и критерия подобия потока для течений, обусловленных наличием вязкости – критерия Рейнольдса Re .

При этом на рис. 12 условные обозначения соответствуют: \circ – непроницаемой поверхности; \blacksquare – поверхности с одинаковой формой отверстия перфорации и глухой полостью без скругленной нижней части; \bullet – комбинированной перфорированной поверхности с демпфирующими глухими полостями, имеющими скругления в нижней глубинной части аэродинамической поверхности, в ускоряющемся потоке с различным количеством отверстий.

Эффективность использования перфорированной конструкции обшивки летательного аппарата с комбинированными отверстиями и демпфирующей полостью может быть обоснована с помощью гипотез турбулентности.

Отрыв потока тесно связан с явлением турбулентности [6]. Следует отметить, что граничная поверхность вблизи неупорядоченного движения воздушного потока, в котором параметры потока меняются во времени и пространстве, представлена перфорированной конструкцией обшивки летательного аппарата с комбинированными отверстиями и глухой воздухонепроницаемой демпфирующей полостью.

Вследствие прямой стреловидности крыла летательного аппарата аэродинамический спектр обтекания аэродинамического профиля с перфорированными участками, имеющими комбинированные отверстия, меняет картину движения воздушного потока. При этом

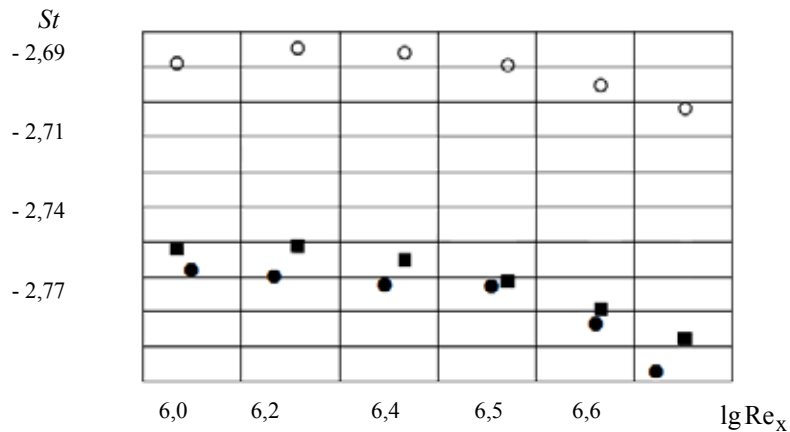


Рис. 12. График зависимости числа Стэнтона и критерия подобия потока для течений, обусловленных наличием вязкости

Fig. 12. A graph of the dependence of the Stanton number and the criterion of the similarity of the flow for flows due to the presence of viscosity

расстояние между наиболее удаленными отверстиями перфорированных участков несущей поверхности меньше размера турбулентного образования. Диаметр перфорационных отверстий выбран, с одной стороны, исходя из условия минимизации возмущений, вносимых ими в поток, с другой – достаточным для беспрепятственного перетекания воздуха в демпфирующие полости. Таким образом, минимальный размер отверстий a и d на перфорированной поверхности может достигать 1,1 мм с расстоянием между отверстиями 4 мм и более.

Расположенные под участком перфорированной поверхности глухие демпфирующие полости характеризуют соотношением размера полости к размеру отверстий.

Механизм взаимодействия воздушного потока с полостью остается таким же, как и при одном отверстии. Если же расстояние между отверстиями существенно больше размера турбулентного образования, т.е. моли, то с демпфирующей полостью будут взаимодействовать разные моли, параметры этих молей изменяются в разных фазах, что должно привести к снижению влияния демпфирующей полости на турбулентный перенос в пограничном слое. Наличие комбинирования формы отверстий и глухой демпфирующей полости способствует снижению сопротивления трения турбулентного воздушного потока, а также снижению турбулентного переноса частиц газа в пограничном слое.

Полости с формой нижней части в виде вогнутости позволяют предотвратить сильные возмущения воздушных масс во внутренней части (рис. б) и способствуют ослаблению влияния перфорационных отверстий на несущей аэродинамической поверхности летательного аппарата. Исходя из вышеупомянутого, на характер движения воздушного потока влияет форма, размер и расположение отверстий на аэродинамической несущей поверхности. Изменение формы отверстия возможно благодаря процессу модернизации. Данный процесс позволит на этапе проектирования несущей аэродинамической поверхности предусмотреть варианты комбинирования отверстий с различной геометрической формой с применением сочетания штампов.

Геометрические параметры комбинированной перфорированной поверхности с круглыми и квадратными отверстиями, расположенными по шестиугольнику, при коэффициенте заполнения полости перфорированной поверхности

$$S = 1 - \frac{A}{A_0} \cong 1 - 0,907 \frac{d^2}{t^2},$$

соответственно

$$S = 1 - \frac{A}{A_0} \cong 1 - \left[\frac{a^2}{2\sqrt{3} \left(t + \frac{a}{2} \right)^2} \right],$$

определяют число Рейнольдса, рассчитываемое по местной скорости набегающего потока в центре отверстия.

Для уменьшения аэродинамического сопротивления перфорированная конструкция обшивки выполнена с учетом комбинирования геометрических отверстий различной формы. Комбинированные отверстия на обшивке летательного аппарата пространственно распределены таким образом, что учитывается влияние степени заполнения воздухопроницаемой демпфирующей полости воздушным потоком.

В соответствии с современными представлениями о гипотезах неупорядоченного движения воздушного потока, в котором параметры изменяются во времени и пространстве, анализ заполнения полости через отверстия комбинированной формы осуществляется с учетом расположения их на пристенной аэродинамической поверхности. При этом степень снижения интенсивности турбулентных пульсаций скорости увеличивается по мере приближения к несущей пристенной аэродинамической поверхности [8]. Таким образом, ламинаризация течения начинается под действием комбинированных отверстий и глухой воздухопроницаемой демпфирующей полости, тогда как ламинаризация под действием продольного отрицательного градиента давления – от внешней области пограничного слоя.

В результате оптимальное количество отверстий, приходящихся на одну демпфирующую полость, равно двум. Данные результаты получены, исходя из анализа влияния количества перфорированных некомбинированных и комбинированных отверстий, приходящихся на каждую демпфирующую полость, а также непроницаемой поверхности на сопротивление вязкостного трения.

Анализ графической зависимости $c_f / c_{f_0} = f(n)$ выявляет оптимальное количество отверстий при комбинировании геометрических форм отверстий (рис. 10). Данные результата показывают целесообразность комбинированных геометрических форм отверстий. Возможно применение различных комбинаций геометрических форм отверстий. При этом следует учитывать расположение отверстий на перфорированной поверхности таким образом, чтобы над демпфирующей полостью было оптимальное количество отверстий, равное двум. Оценка влияния характеристик пограничного слоя и конструктивных особенностей, связанных с комбинированием отверстий над демпфирующей полостью, характеризуется зависимостью значения коэффициента трения от критерия Рейнольдса при диаметре демпфирующей полости, равном

12 мм, и стандартных размерах отверстий: квадратного $a \times a = 1,1 \text{ мм} \times 1,1 \text{ мм}$ и круглого $d = 1,1 \text{ мм}$ (рис. 8). При этом следует отметить, что возможно учесть размеры и геометрическую форму отверстий с учетом стандартизации перфорированных изделий. Данный вариант позволит использовать отверстия различной геометрической формы с размером в диапазоне не более $1/4$ диаметра демпфирующей полости.

Согласно гипотезе и модели пути смещения Прандтля относительный объем турбулентного образования \bar{V} изменяется по длине аэродинамической поверхности за счет изменения толщины пограничного слоя δ [9]. Для определения относительного объема турбулентного образования на перфорированной аэродинамической поверхности с учетом толщины пограничного слоя, а также размеров круглых и квадратных отверстий и демпфирующих полостей предложена формула

$$\bar{V} = \frac{\delta}{h} \left[0,075 \left(\frac{d}{D} \right)^2 + 0,3 \left(\frac{a}{D} \right)^2 \right],$$

где \bar{V} – относительный объем турбулентного образования; δ – толщина пограничного слоя; h – высота демпфирующей полости; D – диаметр демпфирующей полости; d , a – размеры отверстий, представленных в виде окружности и квадрата.

С учетом «х» продольной – вдоль обтекаемой поверхности и «у» поперечной координаты – по нормали к аэродинамической поверхности, осуществляется измерение характеристик пограничного слоя.

Анализ результатов исследования позволяет сделать вывод о целесообразной высоте глухой демпфирующей полости в условиях обтекания пристенной аэродинамической поверхности, имеющей комбинированные отверстия.

На рис. 11 видно, что оптимальная высота демпфирующей полости лежит в диапазоне высот, равных $10 \div 15 \text{ мм}$. Дальнейшее увеличение высоты демпфирующей полости не приведет к снижению коэффициента трения.

Механизм и интенсивность переноса теплоты зависят от характера движения воздушного потока в пограничном слое. Если движение внутри теплового пограничного слоя ламинарное, то теплота в направлении, перпендикулярном к пристенной области аэродинамической поверхности, переносится теплопроводностью. Однако у внешней границы слоя, где температура по нормали к пристенной области меняется незначительно, преобладает перенос теплоты конвекцией вдоль несущей поверхности [10-12].

Известно, что цель организации теплообмена состоит в увеличении аэродинамического качества несущей поверхности и уменьшении сопротивления трения, а также увеличения несущих свойств.

Результаты численного исследования ослабления массоотдачи турбулентных воздушных потоков на пристенной несущей поверхности существенно сказываются на аэродинамических характеристиках [13]. Данные результаты показывают, что наличие комбинированных перфорационных отверстий и глухих демпфирующих полостей под ними позволяет снизить интенсивность теплоотдачи до 13 % (рис. 12). При этом максимальное снижение достигается при наличии двух перфорированных отверстий над демпфирующей полостью.

Технический результат решения поставленной задачи достигается тем, что на летательном аппарате, в частности на обшивке верхней и нижней поверхностях крыла, и на хвостовом горизонтальном оперении располагается перфорированная область с наличием комбинированных отверстий разной геометрии, расположенных в определенном порядке, а также демпфирующих полостей под отверстиями. При этом следует отметить, что система управления пограничным слоем вблизи пристенной поверхности аэродинамического профиля с применением устройства воздействия на несущую поверхность направлена на снижение сопротивления трения, как следствие, на снижение лобового сопротивления и увеличение скорости летательного аппарата, в том числе при выполнении полета на малых высотах.

Заключение

Таким образом, полученные научные результаты, включающие в себя перфорированную конструкцию обшивки летательного аппарата с использованием комбинированной перфорации с отверстиями разной геометрии и глухих демпфирующих полостей под ними, направлены на уменьшение сопротивления трения, обусловленного наличием эффекта вязкости на аэродинамических поверхностях. Кроме того, они могут быть использованы для снижения массоотдачи турбулентных потоков жидкости и газа на обтекаемой аэродинамической поверхности.

Наличие на несущей аэродинамической поверхности комбинированной перфорации и демпфирующей полости не влияет на безопасность летательного аппарата, так как предусматриваются размеры всех составляющих для уменьшения турбулизации потока. При этом коэффициент поверхностного трения – важная характеристика для обеспечения параметров снижения безопасности летательного аппарата с целью повышения аэродинамических характеристик и увеличения аэродинамического качества.

В результате перфорированная конструкция обшивки летательного аппарата с комбинированными отверстиями и демпфирующей полостью применима для любой другой ситуации, предусматривающей наличие относительно высокой скорости потока текучей среды вдоль поверхности. Например, схемы перфорированной поверхности с комбинированными геометрическими формами отверстий и глухими демпфирующими полостями могут использоваться в качестве вкладышей в трубы для уменьшения возмущений потока. Также возможны случаи применения их в гидродинамике.

Список литературы

[1] Плоткина В. А., Стародубцев П.А. История развития теории пограничного слоя в аэродинамике. *XXI международная конференция посвященная проблемам общественных наук: Международная научно-практическая конференция*. г. Москва, Центр гуманитарных исследований «Социум» 28.06.2014. 15-19. [VA Plotkina. History of the development of boundary layer theory in aerodynamics. *XXI International Conference on the Problems of Social Sciences: International Scientific and Practical Conference*/ Moscow, Center for Humanitarian Research “Social” 28.06.2014. 15-19 (in Russian)]

[2] Плоткина В.А., Стародубцев П.А. История развития теории пограничного слоя (XIX–XX века). *История науки и техники*, Москва: Научтехлитиздат, 2014, 4, 3-12. [Plotkina V.A.,

Starodubtsev P.A. History of the development of boundary layer theory (XIX – XX century). *History of Science and Technology*, Moscow; Nauchtechtlitizdat, 2014, 4, 3-12. (in Russian)]

[3] Плоткина В.А. Теория пограничного слоя на рубеже XIX–XX веков, *Научные труды Владивосток: ФГБОУ ВПО «Дальрыбвтуз»*. 2014, 31, 70-79.[Plotkina V.A. The theory of the boundary layer at the turn of the XIX–XX centuries, *Collection “Scientific works” Vladivostok, FGBOU VPO Dalrybvtuz*. 2014, 31, 70-79 (in Russian)]

[4] Плоткина В.А., Стародубцев П.А., Шевченко А.П. Перспективные способы и методы управления пограничным слоем транспортных средств, *II Международная научно-практическая конференция «Вопросы современных технических наук: свежий взгляд и новые решения»*. Екатеринбург: ИЦРОН, 2015, 34-36. [Plotkina V.A., Starodubtsev P.A., Shevchenko A.P. Perspective methods and methods for controlling the boundary layer of vehicles, *II International Scientific and Practical Conference “Issues of modern technical sciences: a fresh look and new solutions.” Ekaterinburg: ITSRON*, 2015, 34-36. (in Russian)]

[5] Плоткина В.А. *Теория пограничного слоя*, монография. Владивосток: ТОВВМУ имени С.О. Макарова, 2015, 120. [Plotkina V.A. *The boundary layer theory*, monograph. Vladivostok: TOVMU named after S.O. Makarova 2015, 120 (in Russian)]

[6] Плоткина В.А. Карасев В.В. Стародубцев П.А. Перспективные способы управления турбулентным пограничным слоем. *Международная научно-практическая конференция «Актуальные проблемы освоения биологических ресурсов Мирового океана»*. Секция 2 «Морская инженерия». 24-26 мая 2016 г. Владивосток, Россия. 272-278.[Plotkina V.A. Karasev V.V. Starodubtsev PA Perspective methods of controlling a turbulent boundary layer. *International scientific – practical conference «Actual problems of development of biological resources of the World Ocean»*. Section 2 «Marine Engineering». May 24-26, 2016. Vladivostok, Russia. 272-278. (in Russian)]

[7] Плоткина В.А., Стародубцев П.А. Зарождение и развитие теории пограничного слоя в гидравлике. *История науки и техники*, Москва, Научтехлитиздат, 2014, 5, 17-27. [Plotkina VA, Starodubtsev PA Origin and development of boundary layer theory in hydraulics. *History of Science and Technology*, Moscow, Nauchtechtlitizdat, 2014, 5, 17-27 (in Russian)]]

[8] Плоткина В.А. Стародубцев П.А. Способы управления отрывными течениями на аэродинамических поверхностях. *58-я Всероссийская научная конференция «Фундаментальные и прикладные вопросы естествознания»: сб. научных трудов. Приморское отделение Всероссийского физического общества*. Владивосток: ТОВВМУ имени С.О. Макарова (кафедра Физики и ОТД), 12.2015, 211-216. [Plotkina V.A. Starodubtsev P.A. Methods for controlling detachment flows on aerodynamic surfaces. *58th All-Russian Scientific Conference «Fundamental and Applied Problems of Natural Science»: Sat. scientific works. Primorsky Branch of the All-Russian Physical Society*. Vladivostok: TOVMU named after S.O. Makarova (Department of Physics and OTD), 12.2015, 211-216 (in Russian)]

[9] Плоткина В.А. Стародубцев П.А. Методы и способы управления пограничным слоем в морской технике *Научные труды Дальрыбвтуза, секция «Судовые энергетические установки, устройства и системы, технические средства судовождения, электрооборудования судов »* 2014, 32, 76-85. [Plotkina V.A. Starodubtsev P.A. Methods and methods for controlling the boundary layer in marine technology. *Scientific works of Dalrybvtuz, section «Ship power plants,*

devices and systems, technical means of navigation, electrical equipment of ships» 2014, 32, 76-85. (in Russian)]

[10] Бетяев С. К. Гидродинамика: проблемы и парадоксы, *УФН*, 1995, 165, № 3, 299-330. [Betyaev S.K. Hydrodynamics: Problems and Paradoxes, *UFN*, 1995, 165, 3, 299-330. (in Russian)]

[11] Федоров Р.М. *Термодинамика и теплопередача*, Мосува, Издание АПР, 2012. 328. [Fedorov R.M. *Thermodynamics and heat transfer*, Moscow, Edition APR, 2012. 328 (in Russian)]

[12] Кобельков В.Н., Улас В.Д., Федоров Р.М. *Термодинамика и теплопередача*. М., Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2004. – 315. [Kobelkov V.N., Ulas V.D., Fedorov R.M. *Thermodynamics and heat transfer*. М., Publishing house VVIA im. prof. NOT. Zhukovsky, 2004. 315. (in Russian)]

[13] Красильщиков П.П. Практическая аэродинамика крыла. *Труды ЦАГИ*, 1973, вып. 1459. [Krasilitsikov P.P. Practical aerodynamics of the wing. *Proceedings of TsAGI*, 1973, vol. 1459. (in Russian)]