

УДК 533.69

Исследование структур обтекания крыла с перфорированным органом управления

Назарова Динара Камилевна

dknazarova@bmstu.ru

Колтунович Марк Александрович^(*)

koltunovichma@bmstu.ru

Калугина Мария Денисовна

kaluginamd@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Аннотация. Проведены экспериментальные исследования обтекания симметричного профиля крыла с установленным на нем под углами 90 и 45 градусов относительно хорды органом управления в дозвуковой аэродинамической трубе и численное моделирование в программном пакете FlowVision. Получены аэродинамические характеристики и структуры обтекания. Рассмотрено четыре варианта органа управления — три перфорированных с различной геометрической формой отверстий и степенью перфорации и один без перфорации. Проведен сравнительный анализ полученных структур течения в диапазоне углов атаки от 0 до 20 градусов.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, симметричный профиль крыла, орган управления, перфорация, дозвуковая аэродинамическая труба

Введение. Отклонение органа управления, устанавливаемого на крыле летательного аппарата, приводит к возникновению перед ним обширной области повышенного давления, а за ним — отрывной зоны и нестационарного вихревого следа. Из-за возникновения срыва потока с поверхности крыла происходит уменьшение подъемной силы и увеличение лобового сопротивления крыла. Применение перфорации позволяет уменьшить вихреобразование, а также приводит к уменьшению размеров зон отрывного течения. В литературе отмечается положительный эффект от применения перфорации [1–3] для управления обтеканием, однако не приводится подробных и упорядоченных данных по влиянию геометрической формы отверстий, их площади и взаимного расположения.

Материалы и методы; результаты. В рамках настоящего исследования рассмотрены четыре варианта органа управления — три перфорированных с различной геометрической формой отверстий и степенью перфорации и один без перфорации. Органы управления закреплялись на верхней поверхности крыла с симметричным профилем ЦАГИ «В-12 %» под углами 90 и 45° к хорде крыла. Экспериментальные исследования проведены в дозвуковой аэродинамической трубе Т-500 МГТУ им. Н.Э. Баумана, а численные — в программном пакете FlowVision с использованием SST модели турбулентности. Скорость набегающего потока составляла 25 м/с.

Установка органа управления на профиле крыла влечет за собой образование зоны повышенного давления перед ним, а также образование отрывного течения за ним. При взаимодействии перфорированного органа управления

с набегающим потоком, поток, проходя отверстия, ускоряется. Применение перфорации приводит к уменьшению как зоны повышенного давления перед органом управления, так и отрывной зоны за ним. За перфорированным органом управления наблюдается более равномерное распределение скорости, по сравнению со случаем сплошного органа управления. При углах атаки $\alpha \geq 15^\circ$ перед органом управления возникает обширная застойная зона, распространяющаяся практически на всю его высоту. При этом, даже при срыве потока с передней кромки крыла ($\alpha \sim 17^\circ$), перфорация уменьшает размер этой зоны, а также уменьшает интенсивность срыва вихрей за органом управления.

Увеличение площади отверстий перфорации или их количества способствует ослаблению вихревого следа за крылом. Применение отверстий прямоугольной формы приводит к обратному эффекту — образованию ярко выраженного вихревого течения за органом управления. Изменение угла отклонения органа управления вызывает существенное изменение структур течения: с его уменьшением уменьшается и застойная зона перед органом управления. Расположение отверстий перфорации также оказывает значительное влияние на структуры течения: при расположении отверстий ближе к верхней кромке органа управления усиливается перетекание потока через них, что приводит к снижению интенсивности вихреобразования.

Заключение. Исследованы структуры обтекания крыла летательного аппарата с установленным на нем перфорированным органом управления. Выявлено, что на картины течения существенное влияние оказывает как степень перфорации, так и взаимное расположение отверстий, их форма и площадь.

Список источников

- [1] Wentr W., Ostowari Jr., Ostowari C., Seetharam H. Effects of design variables on spoiler control effectiveness, hinge moments and wake turbulence. *AIAA 19-th aerospace sciences meeting*, Louis, Missouri, 1981, vol. 5 (1), no. 16.
<https://doi.org/10.11648/j.ajae.20180501.13>
- [2] Lee T. Aerodynamic Characteristics of Airfoil with Perforated Gurney-Type Flaps. *Journal of aircraft*, 2009, vol. 46, no. 2, pp. 542–548.
- [3] Lee T., Ko L. PIV investigation of flow field behind perforated Gurney-type flaps. *Exp. Fluids*, 2019, vol. 46, pp. 1005–1019.