

УДК 533.6

Численное исследование влияния сквозной перфорации щитковых органов управления на аэродинамические характеристики летательного аппарата

Луценко Александр Юрьевич

lutsenko@bmstu.ru

Попов Иван Олегович

popovio@student.bmstu.ru

Калугина Мария Денисовна^(*)

kaluginamd@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

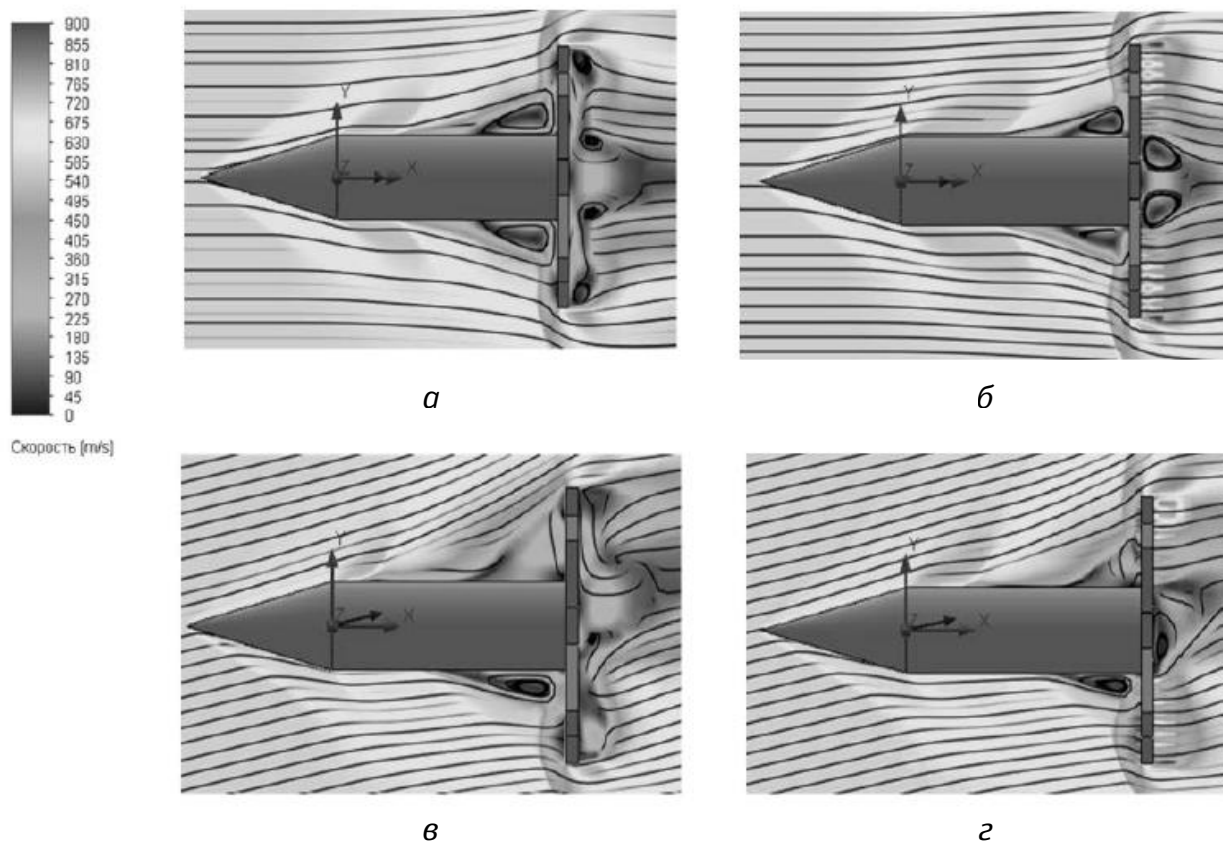
Аннотация. Проведено численное исследование обтекания летательных аппаратов с щитковыми аэродинамическими органами управления в кормовой части. Рассмотрены 3 модели с различной степенью перфорации σ щитков: 0 % (без перфорации), 17 % и 27 %. Моделирование осуществлено с использованием программного пакета SolidWorks Flow Simulation. Аэродинамические коэффициенты летательного аппарата и структуры течения получены при числе Маха набегающего потока $M = 2,06$ в диапазоне углов атаки α от 0 до 12° . Выявлено, что использование сквозной перфорации органов управления приводит к вытеснению вихревой структуры из области за щитками и ее сносу вниз по течению, уменьшению коэффициента продольной силы c_x и увеличению коэффициента нормальной силы c_y по сравнению со случаем сплошных щитков.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, щитковый орган управления, степень перфорации, сверхзвуковое обтекание, математическое моделирование

Введение. Для создания требуемых управляющих и тормозных усилий возможно применение нескольких близко расположенных в одной плоскости щитков, взаимная интерференция которых изменяет аэродинамические характеристики летательного аппарата [1]. Все более широкое применение щитковые органы управления находят на сверхзвуковых скоростях обтекания. В области возле щитков возникает сложная структура течения, требующая экспериментальных и расчетных исследований [2]. Зарождение и отрыв крупных вихрей с поверхности щитков могут привести к раскачке и повреждению летательного аппарата. Одним из способов уменьшения вихреобразования является перфорация органов управления. Более детальные исследования эффективности применения перфорированных поверхностей проведены для дозвуковых скоростей обтекания, однако отмечается возможность применения перфорации на транс- и сверхзвуковых режимах [3]. Актуальной задачей является проведение комплексных исследований влияния перфорации органов управления на аэродинамические характеристики высокоскоростных летательных аппаратов.

Методы и материалы; результаты. В рамках настоящего исследования рассмотрены модели летательного аппарата, состоящие из конической головной части, цилиндрического центрального тела и кормовой части с перфори-

рованными органами управления (количество щитков $N = 8$). Аэродинамические щитки представляют собой плоские пластины с различной степенью сквозной перфорации $\sigma = \frac{S_{\text{отв}}}{S_{\text{щ}}} \cdot 100 \% = 0; 17; 27 \%$, где $S_{\text{отв}}$ — суммарная площадь отверстий перфорации, $S_{\text{щ}}$ — площадь щитков. Длина моделей $L = 0,1$ м, диаметр миделя $d_m = 0,032$ м, высота щитка $h = 0,034$ м и его относительная ширина $\bar{b} = \frac{b}{h} = 0,38$. Для моделирования обтекания летательного аппарата сверхзвуковым потоком при числе Маха $M = 2,06$ в диапазоне углов атаки $\alpha \in [0; 12^\circ]$ задана расчетная область с общим числом ячеек около 2 млн и адаптацией сетки вблизи поверхности моделей. В результате расчета получены картины течения и аэродинамические коэффициенты c_x и c_y продольной и нормальной сил, действующих на летательный аппарат. Выявлено, что вихревая структура, занимающая значительное пространство за сплошными щитками, вытесняется в случае их перфорации (рис. 1). При этом во всем исследованном диапазоне углов атаки коэффициент продольной силы c_x ниже, а коэффициент нормальной силы c_y выше, чем в случае неперфорированных щитков. Увеличение степени перфорации щитковых органов управления приводит к более значительному изменению аэродинамических характеристик летательного аппарата.



Поля скоростей, полученные при $\alpha = 0^\circ$:

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

Заключение. В результате проведенного численного моделирования сверхзвукового обтекания летательных аппаратов с щитковыми органами управления было выявлено влияние перфорации щитков на структуры течения и аэродинамические характеристики. Полученный результат подтверждает возможность применения перфорации органов управления на сверхзвуковых скоростях обтекания. Однако требуются дальнейшие исследования для определения параметров перфорации, оптимальных с точки зрения аэродинамических, массовых и прочностных характеристик.

Список источников

- [1] Калугин В.Т. *Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004, 688 с.
- [2] 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, т. 6, № 3, с. 55–67.
- [3] Калугина М.Д. *Экспериментальное определение и численный расчет аэродинамических характеристик перфорированных элементов конструкции летательных аппаратов при дозвуковом обтекании*. Дис. ... канд. техн. наук. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2025, 189 с.