

УДК 533.6

Особенности дозвукового обтекания конусов при наличии перфорации их поверхности

Луценко Александр Юрьевич

lutsenko@bmstu.ru

Назарова Динара Камилевна

dknazarova@bmstu.ru

Калугина Мария Денисовна^(*)

kaluginamd@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Аннотация. Проведены экспериментальные и численные исследования аэродинамических характеристик конусов с углом полураствора $\beta_k = 30^\circ$ при наличии сквозной перфорации поверхности. Эксперимент проводился на дозвуковой трубе МГТУ им. Н.Э. Баумана Т-500, численное моделирование — в программном комплексе FlowVision. Проанализировано изменение аэродинамических коэффициентов и структур обтекания в зависимости от диаметра перфорационных отверстий конусов при различных углах атаки.

Ключевые слова: дозвуковое обтекание, аэродинамические коэффициенты, численное моделирование, перфорация, конус

Введение. В настоящее время сквозная перфорация поверхности нашла широкое применение в конструкциях летательных аппаратов различного назначения. Обзор литературы показал, что комплексных исследований обтекания перфорированных элементов конструкции не проводилось, однако во многих работах отмечают широкие перспективы использования перфорации [1, 2].

Материалы и методы; результаты. В результате исследования экспериментально были получены аэродинамические коэффициенты для конусов с углом полураствора $\beta_k = 30^\circ$ и диаметром отверстий перфорации $d_{отв} = 4$ мм при скорости набегающего потока $V_0 = 25$ м/с. Для моделей с $d_{отв} = 0; 4; 8$ мм было проведено численное моделирование во FlowVision.

В результате численного моделирования были получены структуры течения при $\alpha = 0 — 30^\circ$ (рис. 1).

Получено, что за сплошным конусом образуется вихревая структура (рис. 1, а). При увеличении α нестационарный след в донной области сохраняется (рис. 1, б). Наличие отверстий приводит к уменьшению интенсивности вихреобразования, не разрушая их полностью (рис. 1, в, г). Увеличение $d_{отв}$ сопровождается полной ликвидацией вихрей (рис. 1, д, е).

На рис. 2 представлены зависимости $c_x(\alpha)$ и $c_y(\alpha)$, полученные экспериментально для $d_{отв} = 4$ мм (сплошная линия) и численно для $d_{отв} = 0; 4; 8$ мм.

На рис. 2 видно, что для всех конусов характерно снижение c_x и увеличение c_y при изменении α . Значения аэродинамических коэффициентов, полученных для конуса с $d_{отв} = 4$ мм во FlowVision имеют хорошее согласование с результатами эксперимента. Увеличение $d_{отв}$ приводит к значительному возрастанию c_x во всем диапазоне α . Это связано с появлением дополнитель-

ного давления, действующего на внутреннюю поверхность отверстий. Для сплошного конуса наблюдаются наименьшие значения c_x , а c_y практически совпадают, лишь при $\alpha = 30^\circ$ c_y сплошного конуса немного больше, чем перфорированных.

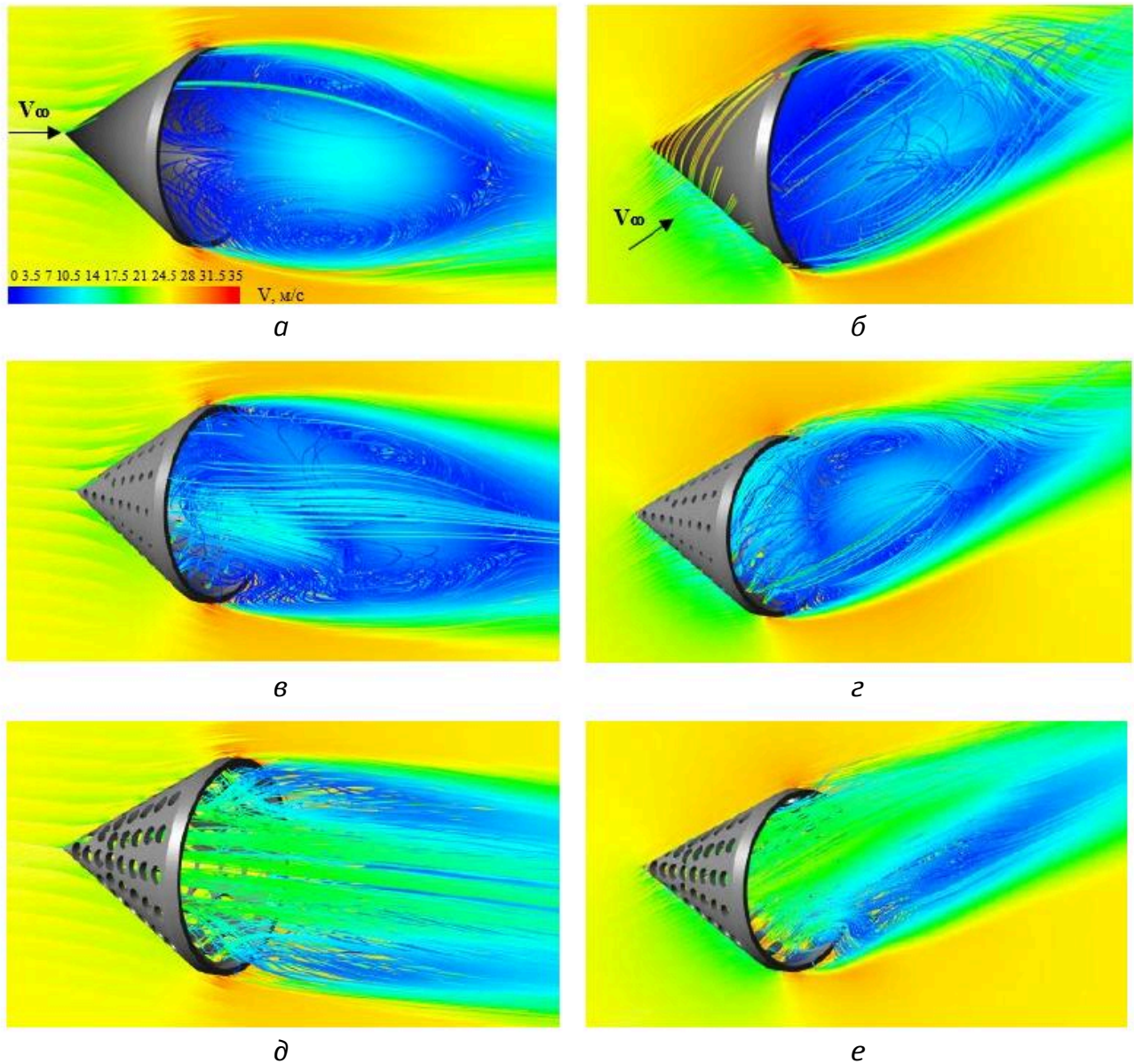


Рис. 1. Линии тока:

$a, в, д - \alpha = 0^\circ$; $б, г, е - \alpha = 30^\circ$; $a, б - d_{отв} = 0 \text{ мм}$; $в, г - d_{отв} = 4 \text{ мм}$; $д, е - d_{отв} = 8 \text{ мм}$

Закключение. Экспериментально и численно получены аэродинамические характеристики перфорированных конусов. Выявлено, что наличие отверстий перфорации приводит к значительному возрастанию c_x во всем диапазоне α . Коэффициент c_y увеличивается незначительно.

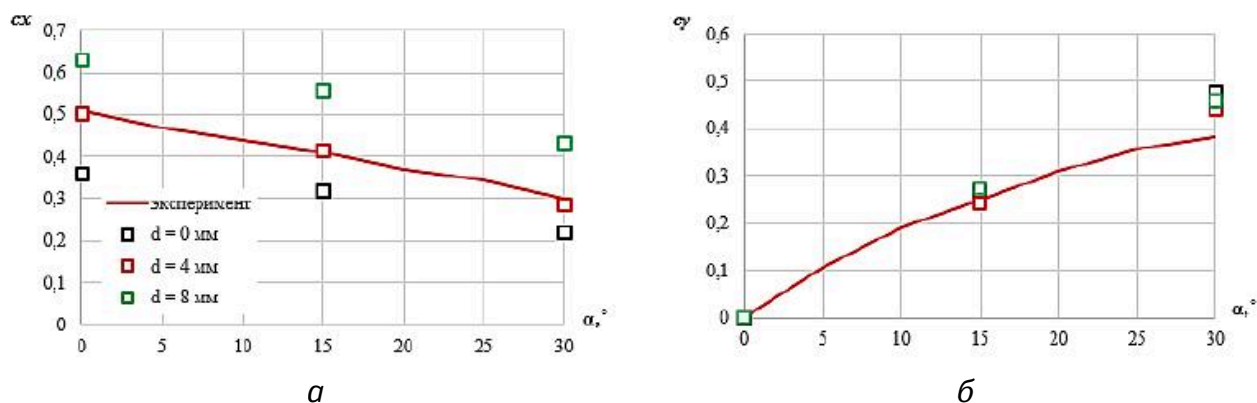


Рис. 2. Аэродинамические коэффициенты:
 $a - c_x$; $b - c_y$

Список источников

- [1] Golubev A.G., Stolyarova E.G., Kalugina M.D. Control of separated and vortex flow using perforated aircraft surface. *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2171, art. no. 130002.
- [2] Yilmaz B., Sparrow J. Flow impingement on a perforated plate at an angle of attack. *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, 2017, vol. 27, iss. 1, pp. 1–21.