

03

Изменение режимов обтекания прямого уступа сверхзвуковым потоком введением газопроницаемых вставок

© В.М. Фомин, Б.В. Постников, К.А. Ломанович

Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича,
Новосибирск
E-mail: fomin@itam.nsc.ru

Поступило в Редакцию 28 апреля 2015 г.

Исследовано воздействие газопроницаемых вставок, расположенных перед прямоугольной ступенью конечного размера, на снижение характерного размера области рециркуляционного течения для чисел Маха набегающего потока от 2 до 5.

Задача об обтекании уступа (ступеньки) встречается во многих технических приложениях аэрогазодинамики, например, обтекание неровностей на поверхности летательных аппаратов, особенно в условиях теплового нагружения конфигураций типа каверна-ступень. Наклонная ступень конечного размера выполняет функцию плоскости управления летательным аппаратом. Структура течения вблизи прямых и обратных ступеней изучена достаточно подробно в широком диапазоне газодинамических параметров [1–7]. Подробные исследования проводились для понимания особенностей ударно-волновой картины течения в углах сжатия для сверхзвуковых и гиперзвуковых условий обтекания при числах Рейнольдса 10^5 – 10^6 . Прямая ступень является предельным случаем угла сжатия. Особенностью течения вблизи прямой ступени является наличие отрывной зоны, которая при некоторых условиях может быть нестационарной и оказывать негативное воздействие как на распределение тепловых нагрузок, так и на аэродинамические характеристики. Комбинация ступени и каверны усложняет течение. Следует упомянуть о развитии в рассматриваемом течении интенсивных акустических колебаний. Колебания отрывной зоны могут перейти в автоколебательный режим, характеризующийся периодическим возникновением и исчезновением передней отрывной области, при этом сама структура

Минимальная высота h^*/δ_{\min} расположения ножки головной ударной волны над пластиной для различных условий эксперимента, ∞ — модель с непроницаемой для газа поверхностью

M	ϕ	I/δ	h^*/δ_{\min}
2.0	∞	2	0.71
	ϕ_3	2	0.50
3.5	∞	3	0.73
	ϕ_3	3	0.60
	ϕ_2	3	0.58
5.0	∞	3	—
	ϕ_3	3	0.70
	ϕ_2	3	0.67

течения существенно меняется. Подобные режимы для затупленных осесимметричных тел с иглой исследованы в [8]. В последние годы наметившийся прогресс в получении новых конструкционных материалов позволяет исследовать возможность применения термостойких высокопроницаемых пористых ячеистых материалов (ВПЯМ) в высокоскоростной аэрогазодинамике [9–11]. Так, в работах [9–11] вставки из высокопроницаемых пористых ячеистых материалов использовались для снижения лобового сопротивления модели при сверхзвуковом обтекании. В [11] продемонстрирована возможность управления сверхзвуковым струйным течением вблизи газопроницаемых препятствий за счет внешнего воздействия электрическим разрядом. Применение газопроницаемых элементов для частичного заполнения каверны перед ступенью или непосредственно объема ступени может благоприятно воздействовать на общую картину течения вблизи прямого уступа или угла сжатия на сверх- и гиперзвуковых скоростях.

В работе экспериментально исследовано течение вблизи прямого уступа с газопроницаемой вставкой для чисел Маха от 2 до 5, число Рейнольдса $Re = 5 \cdot 10^5$, температура торможения 290 К. Экспериментальная установка для чисел Маха $M = 2.0, 2.5$ и 3.0 представляла собой аэродинамическую трубу периодического действия с камерой Эйфеля и выхлопом в вакуумную емкость, при этом давление торможения составляло 0.1 МПа, время работы — до одной минуты. Импульсная установка для чисел Маха $M = 3.5$ и 5.0 работала по аналогичной

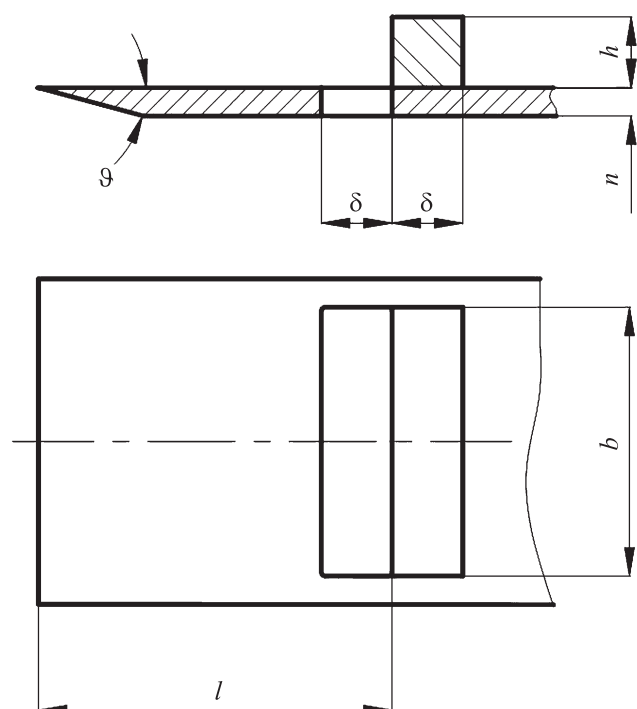


Рис. 1. Схема модели.

газодинамической схеме, но при давлениях торможения 0.6–1.5 МПа и времени работы 0.3 с. Для визуализации течения использовалась теневая схема с применением адаптивного визуализирующего транспаранта [12], в качестве фотоприемника — скоростная цифровая камера PCO 1200hs с частотой регистрации до 10^3 fps. Характерным размером, зафиксированным во всех экспериментах, является протяженность газопроницаемой области в направлении потока $\delta = 5$ мм, равная протяженности ступени (рис. 1). Далее все линейные размеры приведены к этой величине. В диапазоне чисел Маха от 2 до 3 использованы профилированные осесимметричные сопла с относительным диаметром $D/\delta = 5$, для чисел Маха 3.5 и 5.0 — коническое сопло с $D/\delta = 6$.

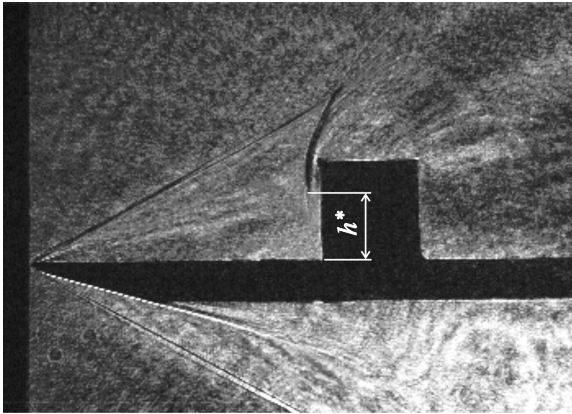


Рис. 2. Обтекание ступени с пористой вставкой при $M = 3.5$.

Относительная высота ступени из оргстекла h/δ варьировалась: 0.4, 0.7 и 1.0, ширина ступени составляла $b/\delta = 3.8$. Удаление ступеньки от передней кромки определялось значением l/δ . Ступень располагалась на алюминиевой пластине протяженностью $L/\delta = 8$, шириной $B/\delta = 4.6$ и толщиной $n/\delta = 0.4$ с усеченной с нижней стороны под углом $\theta = 15^\circ$ передней кромкой. Для $l/\delta = 2$ угол θ был увеличен до 25° . Вставка из никелевого ВПЯМ с числом пор на квадратный метр $\phi_2 = 3.2 \cdot 10^4$ или $\phi_3 = 4.7 \cdot 10^4$ и открытой пористостью 0.95 равномерно заполняла сквозное прямоугольное окно шириной, равной ширине ступени, и протяженностью вдоль пластины в направлении потока δ непосредственно перед ступенькой. Область вблизи внутреннего угла ступени была таким образом через газопроницаемую вставку связана с нижней поверхностью пластины. В данной экспериментальной конфигурации, учитывая геометрию модели и сопел, течение вблизи уступа трехмерно. При максимальном приближении ступени к передней кромке пластины на величину $l/\delta = 2$ и отсутствии газопроницаемого окна наблюдались интенсивные колебания головного скачка уплотнения. Картина течения имела выраженный нестационарный характер, течение удавалось стабилизировать введением в модель газопроницаемых вставок или увеличением l/δ . При квазистационарном обтекании

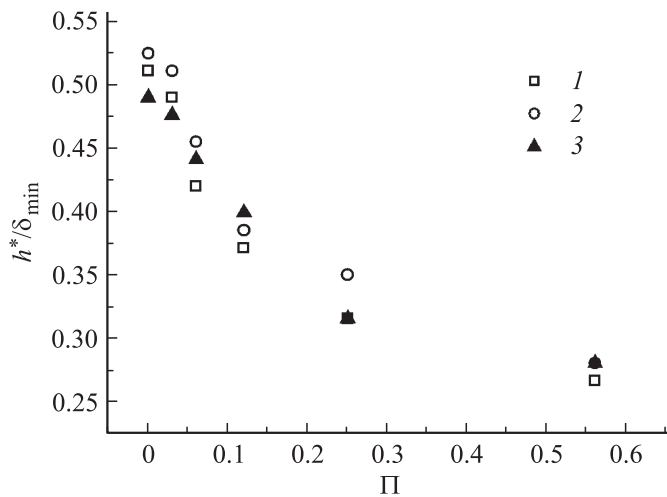


Рис. 3. Относительная высота подъема ножки головной ударной волны h^*/δ_{\min} в зависимости от пористости перфорированной области для $h/\delta = 0.7$ М: 1 — 2.0; 2 — 2.5; 3 — 3.0.

размер рециркуляционной зоны оценивался минимальным расстоянием от поверхности пластины до ножки головного скачка уплотнения h^*/δ (рис. 2). В таблице приведены результаты экспериментов с пористыми вставками для чисел Маха $M = 2.0, 3.5$ и 5.0 для различных значений ϕ . Как следует из приведенных данных, для числа Маха $M = 2.0$ величина h^*/δ_{\min} при введении в модель газопроницаемой вставки уменьшается на 50%, однако с увеличением давления торможения эффект от применения газопроницаемых вставок снижается. При числах Маха $M = 3.5$ и 5.0 наблюдался пульсационный режим с интенсивными осцилляциями ударно-волновой картины течения, когда $l/\delta = 2$, а для $M = 5.0$ при $l/\delta = 3$. Введение газопроницаемых вставок оказывает стабилизирующее воздействие на поток. Для получения данных о влиянии изменения пористости на картину течения проведена серия экспериментов с перфорацией области перед уступом указанной выше геометрии. Перфорация пластины отверстиями диаметром от 0.06δ до 0.3δ позволила с малым шагом изменять пористость вблизи ступени. Всего в зоне перфорации размещалось 3 ряда по 10 отверстий одного

диаметра. На рис. 3 продемонстрировано существенное снижение размера рециркуляционной зоны при увеличении пористости, определяемой формулой

$$\Pi = 1 - \rho_t / \rho_v,$$

где ρ_t — истинная плотность материала образца, ρ_v — плотность образца с перфорацией.

Особенностью исследованных моделей является соединение посредством проницаемой вставки области вблизи внутреннего угла уступа на верхней стороне пластины с потоком, направленным вдоль нижней поверхности, что приводит к выдавливанию части вихревого течения под модель. При использовании закрытых каверн наблюдаемый эффект снижения области рециркуляционного течения и стабилизации течения, по всей видимости, будет не столь выражен. Исследованное течение при определенных газодинамических и геометрических параметрах нестационарное, и применение пористых вставок с изменяемой или адаптивной газопроницаемостью может предотвратить появление интенсивных пульсационных и автоколебательных режимов.

Список литературы

- [1] Zukoski E.E. // AIAA Journal. 1967. V. 5. N 10. P. 1746.
- [2] Pullin D.I., Harvey J.K. // AIAA Journal. 1977. V. 15. N 1. P. 124.
- [3] Борисов А.В., Желтоводов А.А., Максимов А.И., Федорова Н.Н., Шнак С.И. // Изв. РАН. МЖГ. 1999. В. 2. С. 26.
- [4] Grotowsky M.G., Ballmann J. // Shock Waves. 2000. V. 10. P. 57.
- [5] Efimtsov B., Kozlov N., Kravchenko S., Andersson A. // AIAA Paper. 1999-1964.
- [6] Santos W., Leite P. // AIAA Paper 2011-3310.
- [7] Velez C., Pie M. // AIAA Paper 2013-0390.
- [8] Запругаев В.И., Кавун И.Н. // ПМТФ. 2007. Т. 48. В. 4. С. 30.
- [9] Бедарев И.А., Миронов С.Г., Сердюк К.М., Федоров А.В., Фомин В.М. // ПМТФ. 2011. Т. 52. В. 1. С. 13.
- [10] Фомин В.М., Миронов С.Г., Сердюк К.М. // Письма в ЖТФ. 2009. Т. 35. В. 3. С. 39.
- [11] Фомин В.М., Постников Б.В., Ломанович К.А. // Письма в ЖТФ. 2011. Т. 37. В. 14. С. 84.
- [12] Бойко В.М., Оришич А.М., Павлов А.А., Пикалов В.В. Методы оптической диагностики в аэрофизическом эксперименте. Новосибирск, 2009. 450 с.