

УДК 533.6.07, 533.6.08

Экспериментальное исследование цилиндрического воздухозаборника, построенного на основе плоских течений

Д.А. Внучков, В.И. Звегинцев, Д.Г. Наливайченко

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

E-mail: vnuchkov@itam.nsc.ru

Представлены результаты экспериментального исследования цилиндрического воздухозаборника, построенного на основе плоских течений для высоких скоростей полета. Для воздухозаборника, рассчитанного на число Маха $M = 4$, измерены расходные характеристики при числах $M = 2,85, 3,83$ и $4,95$ и углах атаки от 0 до 9 градусов. Результаты экспериментов показали, что при числе Маха набегающего потока $M = 3,83$ (близком к расчетному) расход составляет 96% от расчетного значения расхода и повышается до 99% при увеличении числа Маха до $4,95$. При меньшем, по сравнению с расчетным значением, числе Маха набегающего потока ($M = 2,85$) расход воздуха через воздухозаборник под нулевым углом атаки уменьшается до 68% . Для всех рассмотренных значений числа Маха изменение угла атаки от 0 до 9 градусов приводит к уменьшению расхода на $8-14\%$. Для сравнения были проведены численные расчеты обтекания данной модели при числе Маха $M = 3,83$. Полученные расчетные данные качественно согласуются с результатами экспериментов.

Ключевые слова: воздухозаборник, аэродинамическая установка, измерение расходных характеристик, численное моделирование.

Введение

В работе [1] рассматривался способ построения призматических цилиндрических (при виде спереди — правильный многоугольник) воздухозаборников (см. рис. 1) для больших скоростей полета методом газодинамического конструирования их из комбинации V -образных тел.

С использованием простых аналитических соотношений для косых скачков уплотнения получены характеристики V -образных воздухозаборников на расчетных режимах работы в широком диапазоне определяющих параметров: углов наклона первого клина сжатия θ от 0° до 30° и чисел Маха набегающего потока от 2 до 10 . Методами численного моделирования выполнено исследование характеристик предлагаемых воздухозаборников как на расчетных, так и на нерасчетных режимах обтекания. Были получены характеристики типичного воздухозаборника с углом переднего клина $\theta = 10^\circ$, рассчитанного на $M = 4$, при различных отклонениях от расчетного режима обтекания, образующихся за счет влияния вязкости течения, изменения числа Маха набегающего потока, за счет изменения угла атаки.

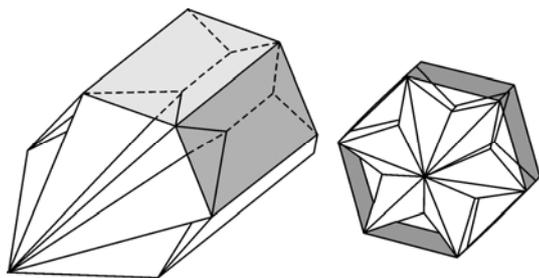


Рис. 1. Призматический цилиндрический воздухозаборник из V -образных тел.

В отличие от описанных в работе [1] воздухозаборников, в предлагаемой работе рассматривается воздухозаборник, в котором призматическая обечайка заменена на цилиндрическую. Это обстоятельство затрудняет применение простых аналитических соотношений для оценки характеристик полученного цилиндрического воздухозаборника. Характеристики подобных воздухозаборников могут быть получены либо расчетным путем, либо с помощью эксперимента. В настоящей работе проведено экспериментальное и расчетное исследование расходных характеристик одного из предложенных воздухозаборников при различных значениях числа Маха набегающего потока.

Экспериментальная установка

Исследования расходных характеристик воздухозаборника проводились в «Модельной аэродинамической установке» (МАУ) ИТПМ СО РАН. Установка представляет собой простую аэродинамическую трубу для научных исследований и обучения студентов. Особенностью этой установки является применение кауперного подогревателя и большого запаса сжатого рабочего газа. Такое решение позволило обеспечить продолжительность рабочего режима установки до 1–3 с при низком темпе падения давления в форкамере в ходе эксперимента (менее 5 %), при этом число Маха набегающего потока остается практически постоянным (отклонения не превышают 1 %). Общий вид аэродинамической трубы показан на рис. 2.

Основной функцией установки МАУ является создание кратковременного сверхзвукового или гиперзвукового потока газа, который может быть использован для различных видов аэродинамических и аэрофизических исследований. МАУ характеризуется широким диапазоном реализуемых режимов работы, простотой конструкции, очень низкими расходами сжатого газа и электроэнергии. Эта установка может использоваться для аэродинамических прикладных исследований, включающих соответствующие значения чисел Маха и Рейнольдса, для опробования новых методов измерений в высокоскоростных

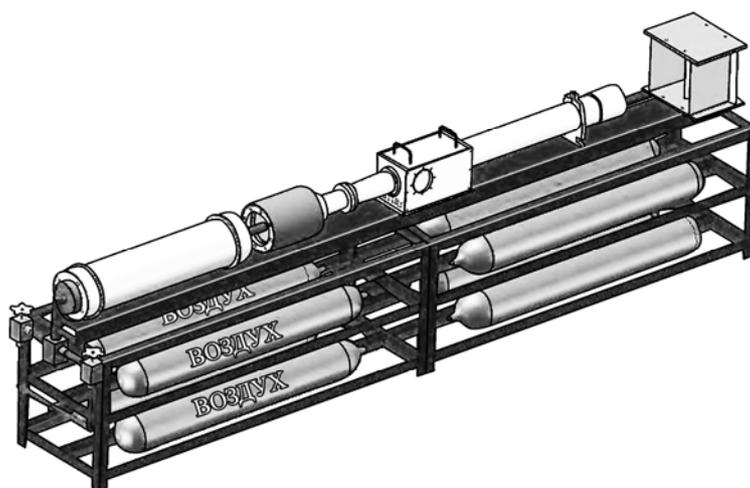


Рис. 2. Общий вид аэродинамической трубы МАУ.

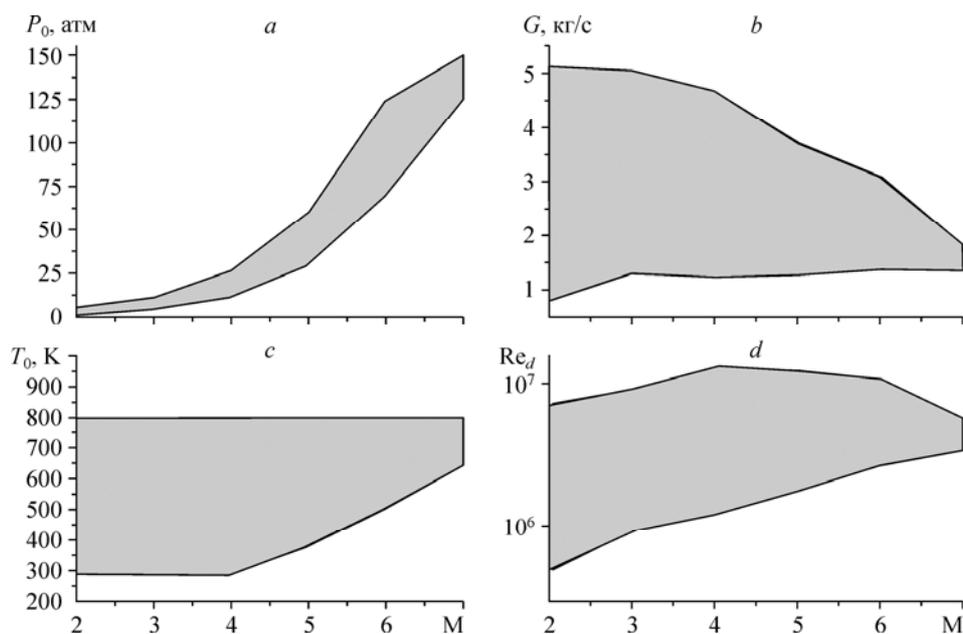


Рис. 3. Рабочие характеристики МАУ в диапазоне чисел Маха от 2 до 7.
a — диапазон давлений торможения P_0 , *b* — диапазон расходов воздуха через сопло G , *c* — диапазон температур торможения T_0 , *d* — диапазон чисел Re_d по диаметру среза сопла.

потоках, для лабораторных работ студентов. Применение такой установки наиболее целесообразно при проведении поисковых экспериментов в небольших исследовательских лабораториях.

Воздух в форкамеру установки подается от восьми баллонов через коллектор, два соединительных патрубка и управляемый клапан. Время открытия клапана и формирования равномерного сверхзвукового потока в рабочей части составляет около 0,2 с. Установка оснащена осесимметричными сменными профилированными соплами с числами Маха $M = 2-7$. В рассматриваемом диапазоне чисел Маха неравномерность поля скоростей в рабочей зоне потока не превышает $\delta_M/M = 1\%$. Выхлоп рабочего газа после рабочей части и диффузора происходит либо в атмосферу, либо в вакуумную емкость.

Технические характеристики аэродинамической трубы МАУ: число M потока — 2–7, объем форкамеры — 7 дм³, размеры рабочей части — 360×226×200 мм, диаметр среза сопла — 100 мм, максимальное давление торможения — 15 (150) МПа (атм), максимальная температура торможения — 800 К, время рабочего режима — 1–3 с, рабочие газы: воздух, азот, углекислый газ и др.

Рабочие характеристики аэродинамической трубы МАУ представлены на рис. 3.

Описание испытываемой модели

Модель воздухозаборника представляет собой центральное тело из шести *V*-образных секторов 1 (см рис. 4) с углом переднего клина $\theta = 19^\circ$, встроенное в цилиндрическую обечайку 2. Геометрия центрального тела рассчитывалась для числа Маха набегающего потока $M = 4$. Обечайка с внутренним диаметром 38 мм и внешним 40 мм крепилась к стойке 3 хомутом 5. Внешний угол заострения обечайки составлял 10° . Характеристики испытываемого воздухозаборника, полученные путем численного моделирования, отображены в таблице.

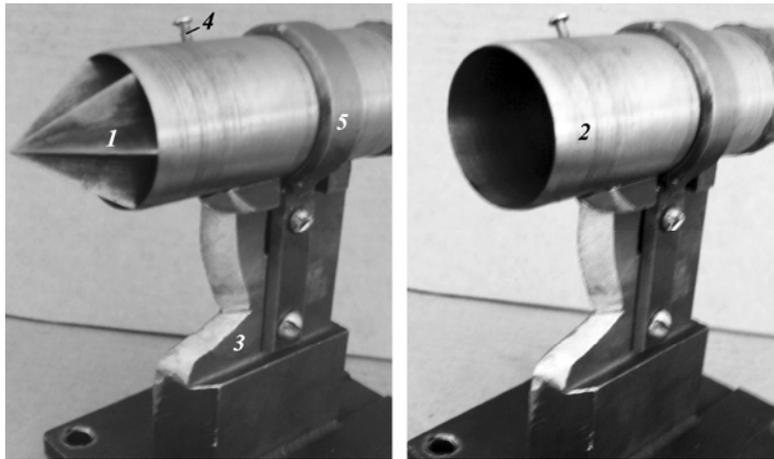


Рис. 4. Испытываемая модель воздухозаборника и его цилиндрическая обечайка.

1 — центральное тело из шести V-образных секторов, 2 — цилиндрическая обечайка, 3 — стойка, 4 — винт фиксации центрального тела к обечайке, 5 — хомут.

Таблица

Характеристики испытуемого воздухозаборника (по результатам численного моделирования)

Обозначение	Значение
Угол переднего клина, θ	19°
Число Маха набегающего потока, M_H	3,83
Коэффициент геометрического сжатия, F_2/F_H	0,31
Степень повышения статического давления, P_2/P_H	13,2
Коэффициент восстановления полного давления, P_{02}/P_H	0,44
Число Маха в горле, M_2	1,51

Методика измерения расхода

При испытаниях моделей воздушно-реактивных двигателей важной и достаточно трудоемкой операцией является определение массового расхода воздуха через модель воздухозаборника. Общепринятая схема измерения расхода требует применения специального внутримодельного ресивера с торможением потока и организацией звукового истечения через мерное сопло с равномерным полем параметров [2]. Более простой и приемлемой может быть методика определения расхода воздуха через воздухозаборник по темпу нарастания давления в емкости, присоединенной к модели воздухозаборника. Такая методика была опробована в работе [3] при испытаниях в трубе Людвига и в адиабатической ударной трубе с постоянными параметрами потока во время рабочего режима установки. Эта же методика была опробована и в трубе с изменяющимися по времени параметрами (в импульсной трубе «Транзит») [4].

В настоящей работе были проведены измерения массового расхода воздуха в модели воздухозаборника по методике, аналогичной [3, 4], в аэродинамической трубе МАУ при числах Маха потока 2,85, 3,83 и 4,95, при углах атаки $\alpha = 0^\circ, 3^\circ, 6^\circ, 9^\circ$ без подогрева воздуха в форкамере. Средняя погрешность установки модели по углам атаки относительно среза сопла составляла $\pm 0,2^\circ$.

Схема проведения эксперимента показана на рис. 5.

В рассматриваемых экспериментах установка через диффузор 3 была присоединена к вакуумной емкости. Перед началом эксперимента воздух из рабочей части 2 и соответственно камеры 5 откачивался до давления 0,01 атм. После запуска аэродинамической трубы захватываемый моделью 4 поток воздуха с помощью небольшого по длине канала 6 отводился в специальную камеру 5 с объемом $V_{ch} = 220 \text{ дм}^3$, где располагались и датчик

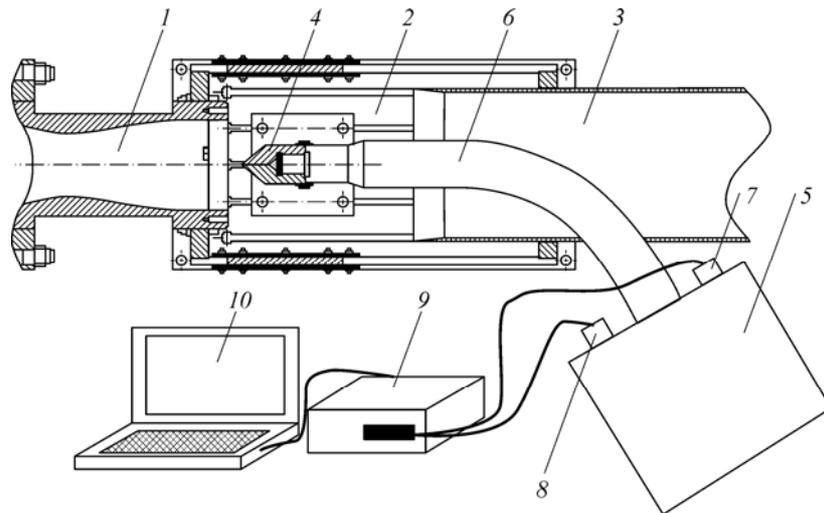


Рис. 5. Схема экспериментальной установки.

1 — сопло, 2 — рабочая часть, 3 — диффузор, 4 — модель, 5 — специальная камера, 6 — канал, 7 — датчик давления, 8 — термопара, 9 — измерительная плата, 10 — ПК.

давления 7 (ТДМ-А-0,6) термопара 8. Остальной воздух, выходящий из профилированного сопла 1 и обтекающий модель, через диффузор 3 уходил в вакуумную емкость.

Во время проведения каждого эксперимента производилась киносъемка теневой картины течения на входе в воздухозаборник со скоростью 300 кадров в секунду. Одновременно с помощью измерительной платы «ЛА-20 USB» 9 (частота опроса 2000 Гц) производилась непрерывная регистрация на ПК 10 следующих параметров: давление в форкамере (P_0), давление (P_{ch}) и температура газа (T_{ch}) в емкости 5. На рис. 6 показаны развертка во времени давлений и температуры для модели без центрального тела в процессе эксперимента при углах атаки $\alpha = 0^\circ$ и при $M = 3,83$, которые являются

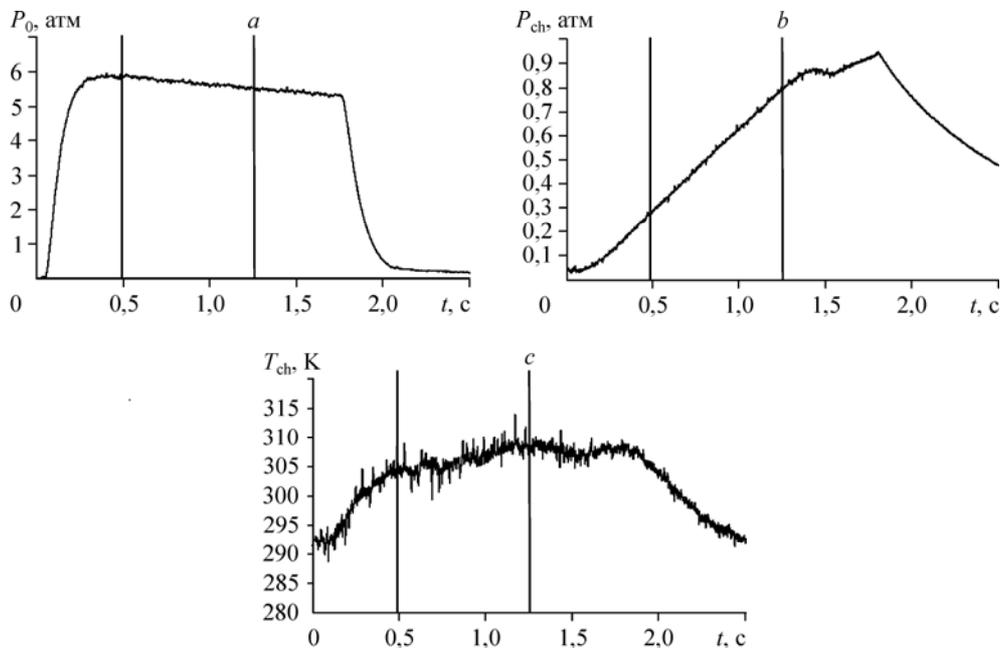


Рис. 6. Изменения давлений и температуры в процессе эксперимента при $M = 3,83$.
 a — давление в форкамере, b — давление в емкости, c — температура в емкости.

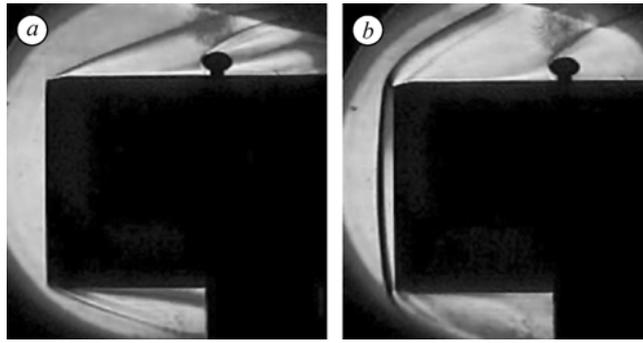


Рис. 7. Теневая картина обтекания модели ($M = 3,83$).
 а — временной промежуток от 0,5 с до 1,3 с, б — после 1,3 с.

типичными для всех чисел Маха и углов атаки. При отображении этих результатов применялась процедура сглаживания экспериментальных данных путем линейной фильтрации через десять точек.

По предварительным измерениям было установлено, что процесс запуска трубы и воздухозаборника составляет 0,2 с. Вертикальными линиями показаны границы интервала обработки экспериментальных данных при определении расхода, которые оставались неизменными для всех рассматриваемых опытов. Нижняя граница интервала обработки выбрана равной 0,5 сек. от начала регистрации (после установления течения). Верхняя граница выбрана равной 1,25 с, поскольку в экспериментах приблизительно в это время появлялся выбитый головной скачок перед обечайкой (см. рис. 7), вызванный повышением давления в камере 5. При этом массовый расход воздуха через воздухозаборник определялся по скорости изменения плотности газа в присоединенной камере 5. При известных зависимостях температуры и давления газа в камере от времени массовый расход втекающего воздуха рассчитывался по следующей формуле [3, 4]:

$$G(t) = V_{ch} \frac{d\rho}{dt} = \frac{V_{ch}}{R \cdot T_{ch}(t)} \frac{dP_{ch}}{dt} - \frac{V_{ch} P_{ch}}{R \cdot T_{ch}^2} \frac{dT_{ch}}{dt},$$

Здесь V_{ch} — объем присоединенной камеры, $P_{ch}(t)$ и $T_{ch}(t)$ — текущие значения давления и температуры воздуха в присоединенной камере. Поскольку в данных экспериментах второй член уравнения $\frac{V_{ch} P_{ch}}{R \cdot T_{ch}^2} \frac{dT_{ch}}{dt}$ составлял одну тысячную процента от первого члена, то им можно пренебречь.

На рис. 8 представлен типичный график изменения массы газа в камере 5 в зависимости от времени заполнения. Дифференцирование этой зависимости позволяет вычислить расход G . В данном случае по результатам аппроксимации результатов эксперимента при $M = 3,83$ производная изменения массы газа в камере и соответственно расход втекающего воздуха составляют $G = dm/dt = 168$ г/с. Теоретический расчет при этих параметрах потока дает значение расхода $G = 170,1$ г/с. Разницу полученных значений можно рассматривать как погрешность измерения расхода, которая составляет менее 1 %.

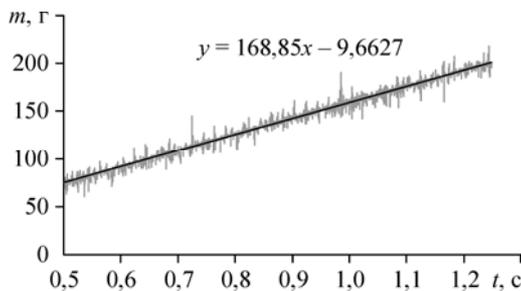
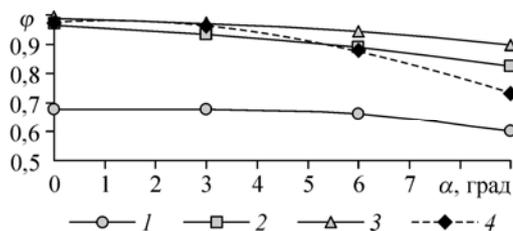


Рис. 8. Изменение массы в камере для модели без центрального тела.
 γ — угол наклона результирующей линии, проведенной по экспериментальным данным.

Рис. 9. График значений коэффициента расхода.
 $M = 2,85$ (1), $3,83$ (2), $4,95$ (3), численные расчеты при $M = 3,83$ (4).



Результаты испытаний

На рис. 9 представлен результирующий график значений коэффициента расхода ($\varphi = G/G_0$) от угла атаки. Здесь G_0 — расход через цилиндрическую обечайку без центрального тела под нулевым углом атаки. Видно, что при близком к расчетному значению числа Маха набегающего потока $M = 3,83$ коэффициент расхода равен $0,96$ и увеличивается до $0,99$ при увеличении числа Маха до $4,95$. Влияние числа Маха согласуется с ожидаемыми представлениями. При увеличении числа Маха набегающего потока до $4,95$ расход слегка увеличивается, поскольку вся система скачков входит под обечайку воздухозаборника. При уменьшении числа Маха набегающего потока до $2,85$ расход воздуха через воздухозаборник под нулевым углом атаки уменьшается на 32% по сравнению с расходом через модель при расчетном значении числа Маха, что объясняется отходом системы скачков от обечайки (см. рис. 10, а). Визуализация течения в плоскости симметрии V-образного сектора показала, что во всех экспериментах на входе в воздухозаборник формировалась устойчивая система скачков, что свидетельствует о стационарности течения. Для рассмотренных значений числа Маха изменение угла атаки воздухозаборника от 0° до 9° приводит к уменьшению расхода на $8\text{--}14\%$.

Для сравнения с экспериментальными результатами были проведены численные расчеты обтекания данной модели при $M = 3,83$ с параметрами потока, аналогичными экспериментальным. Расчеты выполнялись с помощью комплексного программного продукта SolidWorks+ANSYS. Подготовка 3D-модели воздухозаборного устройства осуществлялась в программе SolidWorks, затем модель импортировалась в вычислительный модуль ANSYS, где производился газодинамический расчет. Указанный вычислительный пакет при решении задач использует метод конечных объемов и стационарные уравнения Навье–Стокса. Программа автоматически анализирует форму тела и формирует расчетную сетку на поверхности тела и в выделяемой области вычисления. В процессе решения в зонах больших градиентов сетка оптимизируется. Предполагалось, что пограничный слой на стенках воздухозаборника находится в турбулентном состоянии. При расчетах использовалась $k\text{--}\epsilon$ модель турбулентности. Картины обтекания в плоскости симметрии V-образного сектора, полученные по результатам численного моделирования при угле атаки $\alpha = 0^\circ$, представлены на рис. 11. Значения коэффициента расхода, полученные по результатам численного расчета обтекания данной модели при $M = 3,83$, приведены на рис. 9.

Из рис. 11 видно, что при числе Маха, равном $3,83$, скачок уплотнения от центрального тела попадает на срез обечайки и коэффициент расхода практически равен

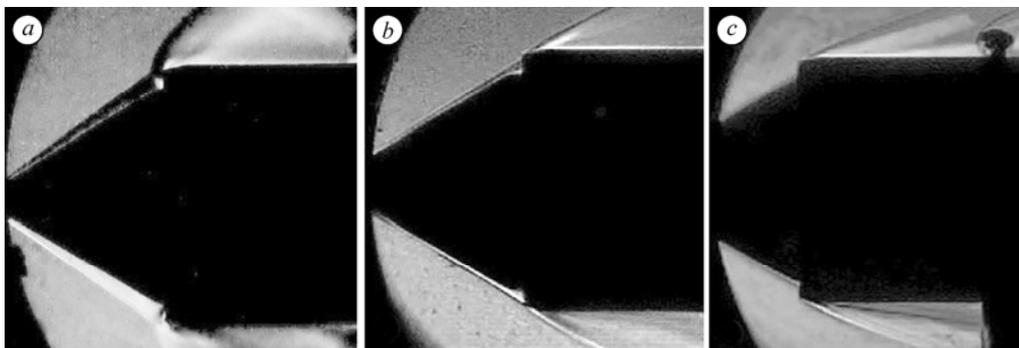


Рис. 10. Теневая картина обтекания модели при $M = 2,85$ (а), $3,83$ (b), $4,95$ (с).

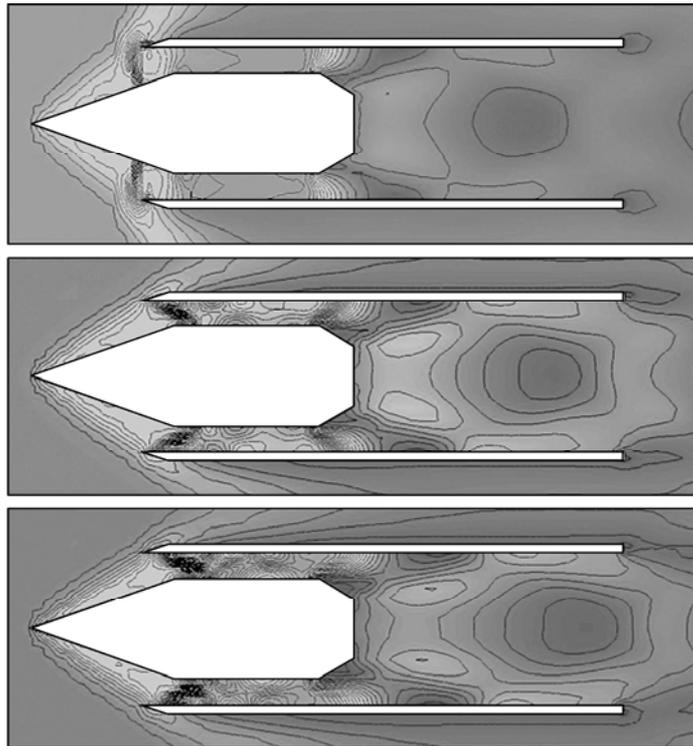


Рис. 11. Изохоры обтекания модели. $M = 2,85$ (a), $3,83$ (b), $4,95$ (c).

единице ($\varphi = 0,96$). При увеличении числа Маха до 4,95 скачок заходит под обечайку и коэффициент расхода остается близким к расчетному ($\varphi = 0,99$). При уменьшении числа Маха набегающего потока до 2,85 на входе образуется прямой скачок уплотнения, что приводит к незапуску втекания в воздухозаборник.

Заключение

1. Выполнено экспериментальное исследование цилиндрического воздухозаборника, рассчитанного на $M = 4$, в диапазоне чисел Маха от 2,85 до 4,95 и углов атаки от 0° до 9° .
2. При числе $M = 3,83$ коэффициент расхода практически равен единице ($\varphi = 0,96$). При увеличении числа Маха до 4,95 коэффициент расхода остается близким к расчетному ($\varphi = 0,99$).
3. При уменьшении числа Маха набегающего потока до 2,85 коэффициент расхода воздуха через воздухозаборник под нулевым углом атаки уменьшается на 32 %.
4. Для всех рассмотренных значений числа Маха изменение угла атаки от 0° до 9° приводит к уменьшению расхода воздуха на 8–14 %.
5. Результаты численного расчета при $M = 3,83$ с изменением угла атаки качественно согласуются с экспериментальными данными.

Список литературы

1. Внучков Д.А., Звегинцев В.И., Наливайченко Д.Г. Построение цилиндрических воздухозаборников для высоких скоростей полета из комбинации плоских течений // Теплофизика и аэромеханика. 2013. Т. 20, № 1. С. 67–80.
2. Звегинцев В.И., Кисель Г.А. Измерение расходной характеристики воздухозаборника в импульсной аэродинамической трубе // Моделирование в механике. Новосибирск, 1993. Т. 7, № 4. С. 90–99.
3. Wie D.V., Corpening G., Mattes L., Carpenter D., Molder S., McGregor R. An experimental technique for the measurement of mass flow of scramjet inlets tested in hypersonic pulse facilities // AIAA Paper. 1989. P. 89–2331.
4. Гилязетдинов Б.Н., Затолока В.В. Испытания воздухозаборников в импульсной аэродинамической трубе с измерениями их расходных характеристик // Новосибирск: препринт / ИТПМ СО АН СССР. 1985. № 6–85. 17 с.

Статья поступила в редакцию 22 апреля 2013 г.