

УДК 533.697.2

## **Газодинамическое построение плоского сверхзвукового воздухозаборника с повышенным коэффициентом расхода**

**Ю.П. Гунько, И.И. Мажуль**

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

E-mail: gounko@itam.nsc.ru, mazhul@itam.nsc.ru

Методом газодинамического конструирования построена конфигурация плоского воздухозаборника внешнего сжатия с повышенным коэффициентом расхода при больших сверхзвуковых скоростях. Отличительной его особенностью является то, что на участке внешнего сжатия формируется течение с начальным косым скачком уплотнения и последующей центрированной изоэнтропической волной сжатия, взаимодействие которых с образованием результирующего, более интенсивного, косого скачка уплотнения и контактного разрыва происходит до сечения входа во внутренний канал воздухозаборника. Рассмотрен пример построения воздухозаборника с расчетным режимом, соответствующим числу Маха  $M_p = 7$ . Получены характеристики этого воздухозаборника в диапазоне чисел Маха набегающего потока  $M = 4-7$ , которые сопоставляются с характеристиками обычного скачкового воздухозаборника. Как показали численные расчеты, выполненные на основе уравнений Навье–Стокса для турбулентного течения, воздухозаборник с изоэнтропической волной сжатия на режимах  $M < M_p$  имеет заметно большие значения коэффициента расхода  $\varphi$ . Так, например, при  $M = 4$  величина  $\varphi \approx 0,72$  на 33 % больше по сравнению с  $\varphi \approx 0,54$  для скачкового воздухозаборника.

**Ключевые слова:** газодинамическое построение, плоские воздухозаборники, численные расчеты, большие сверхзвуковые скорости, характеристики расхода и эффективности.

### **Введение**

Перспективным направлением, определяющим современное развитие авиакосмических технологий в индустриально развитых странах, является создание летательных аппаратов (ЛА) с воздушно-реактивными двигателями (ВРД), осуществляющих гиперзвуковой полет с максимальными числами Маха от  $M = 4-7$  до  $M = 12-15$  для гиперзвуковых самолетов и самолетов-разгонщиков авиационно-космических систем, а также до суборбитальных ( $M \approx 25$ ) для воздушно-космических самолетов. Одной из частных, но важных проблем их создания является обеспечение высоких расходных характеристик воздухозаборников. Это связано с тем, что по мере роста скоростей полета, начиная с некоторого числа Маха, удельный импульс ВРД существенно уменьшается, а для обеспечения гиперзвукового полета необходима большая тяговооруженность летательного аппарата, что требует соответственного увеличения расхода воздуха, захватываемого воздухозаборником. Одним из путей решения этой проблемы является интеграция двигателя и планера

летательного аппарата, т. е. расположение двигательного модуля под нижней поверхностью крыла или несущего корпуса аппарата, что обеспечивает предварительное поджатие струи, захватываемой воздухозаборником, способствующее увеличению расхода воздуха и тяги двигателя.

Другим путем улучшения расходных характеристик силовой установки гиперзвуковых ЛА является выбор подходящей конфигурации воздухозаборника. Известно, что при сверхзвуковых скоростях максимально возможными расходными характеристиками обладают воздухозаборники внутреннего сжатия. Их коэффициент расхода  $\varphi = A/A_0$  (где  $A_0$  — лобовая площадь воздухозаборника,  $A$  — площадь захватываемой воздушной струи) сохраняет значение  $\varphi = 1$  при всех числах Маха набегающего потока, больших некоторого значения  $M > M_3$ , при которых воздухозаборник является запущенным. Однако при  $M < M_3$ , когда реализуются режимы незапуска воздухозаборника, он обтекается с отсоединенным головным скачком уплотнения и коэффициент расхода мал. Использование воздухозаборников внутреннего сжатия затруднено из-за сложности проблемы с их запуском [1]. Кроме того, они имеют большие поперечные размеры и неудобны для компоновки с планером гиперзвуковых ЛА.

В проектах гиперзвуковых ЛА большое распространение получили плоские воздухозаборники внешнего сжатия, характеристики которых к настоящему времени хорошо исследованы теоретически и экспериментально. Например, американский экспериментальный беспилотный самолет X-43, предназначенный для демонстрации возможностей создания гиперзвукового прямоточного двигателя и осуществивший недавно гиперзвуковые полеты при  $M = 7$  (2002) и  $M = 10$  (2004), имел двигательный модуль с плоским воздухозаборником, расположенным под несущим корпусом.

Для плоских скачковых воздухозаборников внешнего сжатия обычно определяется расчетный режим обтекания, соответствующий числу Маха набегающего потока  $M_p$ , при котором скачки, формирующиеся на клине внешнего сжатия, фокусируются на передней кромке обечайки. На этом режиме коэффициент расхода соответствует максимально возможному значению  $\varphi = 1$ .

При числах Маха, больших расчетного  $M > M_p$ , эти скачки могут проходить под обечайкой, попадая во внутренний канал, при этом коэффициент расхода также соответствует значению  $\varphi = 1$ . Эти режимы исследовались, в частности, в работах [2–4]. Известны попытки использовать этот режим обтекания как рабочий с сохранением максимально возможного коэффициента расхода в широком диапазоне чисел Маха полета. Существенной особенностью обтекания воздухозаборников на этих режимах является то, что во внутреннем канале возникают отрывы пограничного слоя, индуцируемые как внешними скачками на обечайке, так и отрывы, индуцируемые скачком уплотнения от обечайки на теле сжатия [2]. Они могут приводить к срыву втекания в канал воздухозаборника при его дросселировании, сопровождающемуся образованием обширного отрыва пограничного слоя перед входом и значительным уменьшением коэффициента расхода.

При числах Маха, меньших расчетного ( $M < M_p$ ), скачки внешнего сжатия проходят над обечайкой и не попадают на вход во внутренний канал воздухозаборника, при этом коэффициент расхода  $\varphi < 1$  и он довольно быстро уменьшается с уменьшением числа Маха набегающего потока по сравнению с расчетным. Режимы со сверхзвуковым втеканием во внутренний канал также могут сопровождаться обширным отрывом пограничного слоя, индуцированным скачком от обечайки и распространяющегося вперед по потоку в область на клине внешнего сжатия перед сечением входа [5], что также может сопровождаться уменьшением

коэффициента расхода. При некотором значении  $M < M_p$  для воздухозаборника внешнего сжатия также не реализуются режимы запуска.

В связи с указанными неудовлетворительными расходными характеристиками плоских воздухозаборников внешнего сжатия при  $M < M_p$ , представляет интерес определение возможностей их повышения на этих режимах. В настоящей работе исследуется такая возможность, заключающаяся в построении воздухозаборника со специально спрофилированным клином внешнего сжатия, формирующим изоэнтропическую волну сжатия. Исследование проводилось на примере конфигурации с расчетным числом Маха  $M_p = 7$  и в диапазоне чисел Маха набегающего потока  $M = 4-7$  в сопоставлении с характеристиками обычного скачкового воздухозаборника.

Следует отметить, что диапазон скоростей полета  $M = 4-7$  связан с разработкой перспективной силовой установки — двухрежимного гиперзвукового прямооточного воздушно-реактивного двигателя (ДГПВРД) с подводом горючего либо к дозвуковому потоку в камере сгорания (режим обычного прямооточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД)) при меньших числах Маха этого диапазона, либо к сверхзвуковому (режим ГПВРД) при больших [6–10]. Поэтому характеристики воздухозаборника с повышенным коэффициентом расхода при  $M < M_p$  и сравниваемого с ним скачкового воздухозаборника, построенных в настоящей работе на примере расчетного числа Маха  $M_p = 7$ , было бы интересным рассмотреть в аспекте их применения для ДГПВРД. Наиболее полноценное сравнение эффективности воздухозаборников в таком аспекте, с учетом их различия в коэффициенте расхода, следовало бы выполнять с определением тяговых характеристик двигателя. В этом случае для режима ПВРД требуется рассмотрение торможения сверхзвукового потока в диффузоре воздухозаборника, которое при рассматриваемых скоростях обычно происходит в псевдоскачке. Определение тяговых характеристик в режиме ГПВРД имеет смысл при наибольших числах Маха рассматриваемого диапазона, в частности, при расчетном числе Маха  $M_p = 7$ . Но в этом случае коэффициент расхода у сравниваемых воздухозаборников будет мало отличающимся или одинаковым, и возможное различие тяговых характеристик будет связано, главным образом, с различием структуры потока во внутреннем канале воздухозаборника перед входом в камеру сгорания. Учет этого фактора требует детального рассмотрения процессов в камере сгорания. Однако определение тяговых характеристик двигателя с рассматриваемыми воздухозаборниками выходит за рамки настоящей работы. Поэтому при построении сравниваемых воздухозаборников не ставилась задача определения их конфигурации, пригодной непосредственно для практического применения, а при выборе параметров, характеризующих эту конфигурацию, не преследовалась цель их оптимизации или определения значений, согласованных с функционированием силовой установки в целом. Последнее существенно зависит от конкретного назначения летательного аппарата. Были выбраны параметры, типичные для воздухозаборников, работающих в указанном диапазоне скоростей. Соответственно предполагалось, что рассматриваемая конфигурация должна быть достаточной лишь для того, чтобы оценить потенциальные возможности нового воздухозаборника с повышенным коэффициентом расхода, показать основные особенности структуры течения в нем и возможные отличия характеристик эффективности в сравнении с традиционным скачковым воздухозаборником.

## 1. Условия построения воздухозаборников. Методика и условия расчетов

Диапазон исследования соответствует числам Маха набегающего потока  $M = 4-7$  при полете в атмосфере при скоростном напоре  $q = 50 \text{ кПа/м}^2$ .

При построении воздухозаборников принимались одинаковыми: расчетное число Маха  $M_p = 7$ , габаритный поперечный размер — высота воздухозаборников от носка клина сжатия до передней кромки обечайки  $H_0 = \text{idem} = 0,475 \text{ м}$ , а также значения начального  $\theta_1 = \text{idem} = 10^\circ$  и конечного  $\theta_k = \text{idem} = 20^\circ$  углов наклона поверхностей клина внешнего сжатия и угла поднутрения обечайки  $\theta_{об} = \text{idem} = 10^\circ$ .

Внутренний канал воздухозаборников строился следующим образом. Обечайка имеет начальный прямолинейный участок, соответствующий углу поднутрения  $\theta_{об} = 10^\circ$ , и последующий изоэнтропический участок, обеспечивающий поворот потока до конечного направления с углом  $\theta_r = 0$  в сечении горла. Этим однозначно определяется длина внутреннего участка канала от сечения входа до горла. Нижний контур этого участка канала выполнен в виде дуги окружности. За горлом следует диффузорный участок канала с углом расширения  $\theta_d = 3^\circ$ .

Относительная площадь поперечного сечения горла выбиралась в предположении, что рассматриваемые воздухозаборники являются нерегулируемыми и должен быть обеспечен их запуск при наименьшем числе Маха  $M = 4$  рассматриваемого диапазона скоростей. Величина горла запуска оценивалась по известному критерию Кантровица для воздухозаборников, обтекаемых однородным потоком, определяемому в виде  $A_{гз}/A_{вх} = q(1/\lambda_{вх})$ . Здесь  $\lambda_{вх}$  — приведенная скорость перед входом во внутренний канал,  $q(1/\lambda_{вх})$  — функция приведенного расхода. По данным работы [11] этот критерий ограничивает максимально необходимые величины горла запуска воздухозаборников различных конфигураций. По экспериментальным данным работы [12] для плоских и осесимметричных с центральным телом воздухозаборников реальные величины горла запуска в диапазоне  $M = 1,75-4$  могут быть как значительно меньше, почти на 30 %, так и примерно на 10–12 % больше тех, которые определяются по критерию Кантровица. Конкретная величина горла запуска, например, плоских воздухозаборников, по данным [12] зависит от числа Маха потока и угла наклона клина сжатия перед входом, угла поднутрения обечайки, относительной толщины пограничного слоя и его состояния в сечении входа, определяемого числом Рейнольдса и температурным фактором. Очевидно, что неравномерность потока на входе также влияет на запуск воздухозаборников. Из-за отсутствия аналитических критериев запуска, учитывающих множество этих факторов, и в соответствии с упрощенной постановкой задачи предполагалось допустимым использовать указанный простейший критерий запуска для определения относительной площади сечения горла при построении участка внутреннего сжатия сравниваемых воздухозаборников.

Заметим, что для воздухозаборника с изоэнтропической волной сжатия течение вне пограничного слоя в сечении входа является двуслойным, что обсуждается далее. И для него горло запуска определялось при числе Маха набегающего потока  $M = 4$  по местному числу Маха для слоя в сечении входа, прилегающего к клину сжатия и занимающего большую часть сечения — около 51 %. Соответственно для воздухозаборника с изоэнтропической волной сжатия была определена величина  $A_r/A_{вх} \approx 0,65$ , а для трехскачкового воздухозаборника —  $A_r/A_{вх} \approx 0,74$ . Различие в степени внутреннего геометрического сжатия в данном случае составляет около 14 %. По данным [11, 12] это находится в пределах отклонения от критерия Кантровица величин относительной площади горла запуска, определенных экспериментально.

Численные расчеты параметров течения, необходимых для построения воздухозаборников и для определения их характеристик на нерасчетных режимах, проводились с использованием пакета программ FLUENT. Рассчитывалось плоское стационарное сверхзвуковое течение — либо невязкое с решением уравнений Эйлера, либо вязкое с решением уравнений Навье–Стокса и с использованием модели турбулентности  $k-\omega$  SST. Количество узлов сетки составляло до  $(25-30) \cdot 10^4$ . Течение предполагалось адиабатическим, а теплофизические свойства воздуха независимыми от температуры. Коэффициент расхода воздухозаборника определялся по линии тока, проходящей на переднюю кромку обечайки.

## 2. Особенности построения воздухозаборника с изоэнтропической волной сжатия и картины его обтекания

Отличительной особенностью построения воздухозаборника с повышенными характеристиками расхода является профилирование клина внешнего сжатия, формирующего на выбранном расчетном режиме течение с начальным косым скачком уплотнения и последующей центрированной изоэнтропической волной сжатия. На рис. 1 показана схема устройства воздухозаборника с обозначениями основных геометрических параметров, а на рис. 2, а представлена расчетная картина вязкого обтекания воздухозаборника в виде линий равных плотностей (изобар) при  $M = M_p = 7$ . Носок клина внешнего сжатия с углом  $\theta_1$  формирует начальный косой скачок уплотнения 1. На последующем участке формируется центрированная изоэнтропическая волна сжатия 2 с поворотом потока от направления с углом  $\theta_1$  до направления с углом  $\theta_k$ . Фокус этой волны сжатия находится в точке C, расположенной на скачке 1 на некоторой высоте  $h_C < H_0$ . На рис. 2, а показан пример расчетной картины для  $\bar{h}_C = h_C/H_0 = 0,3$ . В точке C скачок 1 и волна сжатия 2 взаимодействуют между собой с образованием результирующего, более интенсивного, косого скачка уплотнения 3 и контактного разрыва 4. Часть захватываемого воздухозаборником потока, проходящего через скачок 1 и изоэнтропическую волну сжатия 2, имеет полное давление, более высокое по сравнению с той частью потока, который проходит через результирующий скачок 3. Из точки взаимодействия C исходит также слабая волна расширения, падающая на участок клина внешнего сжатия с углом наклона  $\theta_k$ . Отраженные возмущения распространяются далее вниз

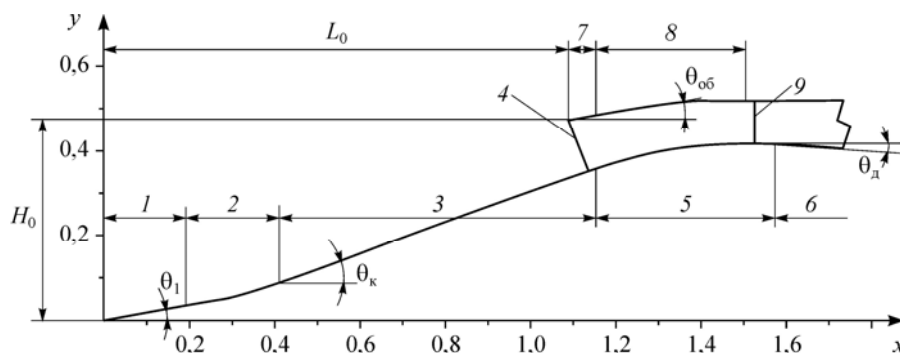


Рис. 1. Схема воздухозаборника с изоэнтропической волной сжатия.

1 — начальный клин сжатия с углом  $\theta_1 = 10^\circ$ , 2 — изоэнтропический участок, 3 — клин сжатия с углом  $\theta_k = 20^\circ$ , 4 — сечение входа, 5 — участок тела сжатия с закруглением, 6 — диффузорный участок с углом расширения  $\theta_d = 3^\circ$ , 7 — начальный участок обечайки с углом поднутрения  $\theta_{об} = 10^\circ$ , 8 — изоэнтропический участок обечайки, 9 — сечение горла.

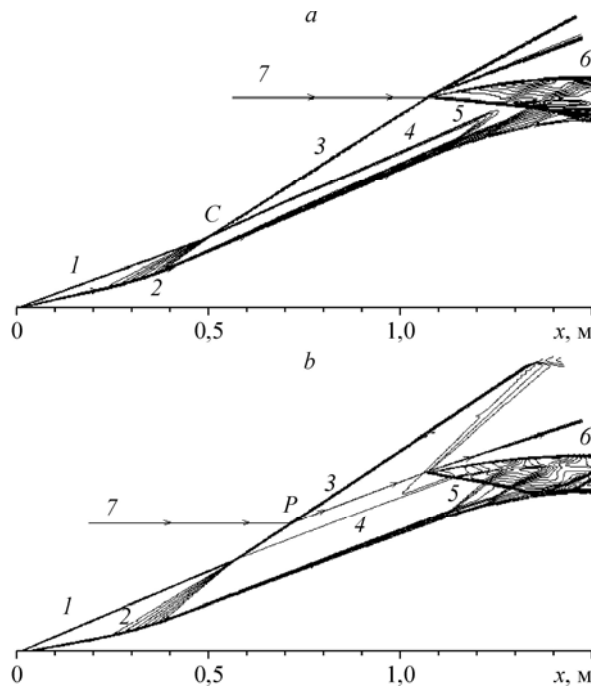


Рис. 2. Расчетные картины вязкого обтекания (изолинии плотности) воздухозаборника с изоэнтропической волной сжатия при  $M = 4$  и  $7$ .

$M = 7$  (a), 4 (b); 1 — начальный скачок уплотнения, 2 — волна сжатия, 3 — результирующий скачок уплотнения, 4 — контактный разрыв, 5 — скачок уплотнения от обечайки, 6 — обечайка, 7 — линия тока, приходящая на переднюю кромку обечайки, P — точка пересечения линии тока и скачка уплотнения, C — фокус волны сжатия.

по потоку и взаимодействуют со скачком 3 и контактным разрывом 4, которые вследствие этого являются слабо искривленными. Отмеченные возмущения достаточно слабы и их не видно на рис. 2. Воздухозаборник строится итерационно таким образом, чтобы на расчетном режиме при  $M = M_p = 7$  и заданном значении  $\bar{h}_C$  результирующий косой скачок уплотнения 3 попадал на переднюю кромку обечайки 6, контактный разрыв 4 при этом попадает во внутренний канал. По построению на этом режиме обеспечивается коэффициент расхода  $\varphi = 1$ .

Пример картины вязкого обтекания воздухозаборника при  $M = 4$ ,  $\bar{h}_C = 0,3$  показан на рис. 2, b. В данном случае косой скачок уплотнения 1, образующийся на начальном участке клина внешнего сжатия, также взаимодействует с последующей изоэнтропической волной сжатия 2. Однако схождение волн сжатия происходит над скачком уплотнения 1 так, что указанное взаимодействие сводится к локальному искривлению скачка и теоретически здесь формируется вместо контактного разрыва 4 слой конечной толщины с переменной поперек слоя энтропией. Толщина этого слоя получается малой, она сравнима с численно реализуемой толщиной скачка уплотнения, поэтому на рис. 2, b энтропийный слой проявляется в виде, аналогичном контактному разрыву 4 на расчетном режиме, рис. 2, a. Ниже по потоку за зоной взаимодействия формируется более интенсивный, слабо искривленный косой скачок уплотнения 3, который проходит перед обечайкой, а энтропийный слой 4 попадает во внутренний канал.

Заметим, что при выборе параметров контура воздухозаборника предварительно проводились расчеты обтекания невязким потоком клина внешнего сжатия при  $M = M_p = 7$  и  $M = 4$  с различной высотой  $\bar{h}_C$  точки пересечения изоэнтропи-

ческой волны сжатия с начальным скачком уплотнения при  $M = 7$ . При  $M = 7$  и  $\bar{h}_C = 1$  изоэнтропическая волна сжатия фокусируется на передней кромке обечайки, и в этом случае уменьшение коэффициента расхода с уменьшением числа Маха набегающего потока  $M < 7$  происходит практически таким же образом, как и для трехскачкового воздухозаборника, рассматриваемого ниже. С уменьшением  $\bar{h}_C < 1$  коэффициент расхода уменьшается в меньшей степени, так что при  $M = 4$  коэффициент расхода увеличивается по сравнению со случаем  $\bar{h}_C = 1$ . При дальнейшем уменьшении  $\bar{h}_C < 0,3$  это увеличение коэффициента расхода при  $M = 4$  мало, и в пределе при  $\bar{h}_C \rightarrow 0$  изменение коэффициента расхода будет аналогичным воздухозаборнику с одним скачком внешнего сжатия, создаваемого клином с углом  $\theta_k = 20^\circ$ . Уже при  $\bar{h}_C = 0,3$  различие в коэффициенте расхода рассматриваемого воздухозаборника с изоэнтропической волной сжатия и воздухозаборника с одним скачком внешнего сжатия при  $M = 4$  не превосходит 6%. В случае вязкого обтекания поперечный размер части потока, проходящего через изоэнтропическую волну сжатия и имеющего повышенное полное давление, при  $M = 7$  и  $\bar{h}_C < 0,3$  сравним с толщиной пограничного слоя на входе в канал воздухозаборника, и дальнейшее уменьшение  $\bar{h}_C$  становится нецелесообразным. Поэтому расчеты характеристик воздухозаборника с изоэнтропической волной сжатия выполнялись для  $\bar{h}_C = 0,3$ . Эта величина, по-видимому, может быть уточнена в процессе проектирования воздухозаборника конкретного назначения.

### 3. Построение скачкового воздухозаборника и картины его обтекания

Характеристики конструируемого воздухозаборника с повышенными характеристиками расхода рассматриваются в сопоставлении с обычным воздухозаборником, скачки уплотнения которого на расчетном режиме при  $M = M_p = 7$  фокусируются на передней кромке обечайки. Схема устройства этого скачкового воздухозаборника с обозначениями основных геометрических параметров показана на рис. 3. Клин внешнего сжатия выполнен с тремя ступенями сжатия, имеющими углы наклона  $\theta_1 = 10^\circ$ ,  $\theta_2 = 15^\circ$  и  $\theta_3 = \theta_k = 20^\circ$ . Координаты начала ступеней сжатия предварительно определялись для невязкого течения при  $M_p = 7$ , а затем корректировались с учетом вязкого обтекания для обеспечения фокусировки

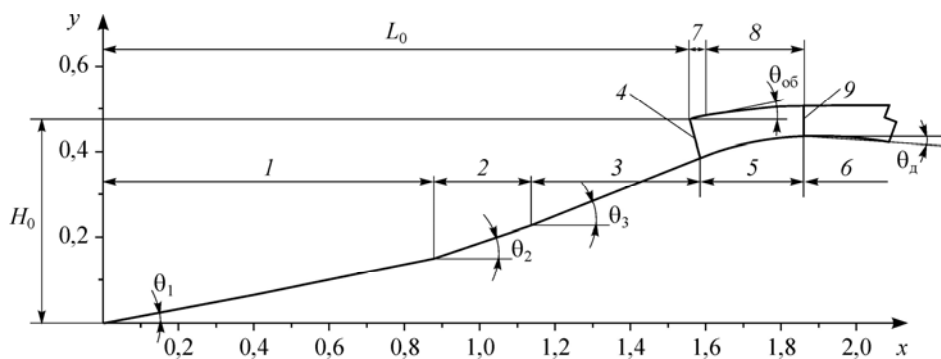


Рис. 3. Схема трехскачкового воздухозаборника.

1 — начальный клин сжатия с углом  $\theta_1 = 10^\circ$ , 2 — клин сжатия с углом  $\theta_2 = 15^\circ$ , 3 — клин сжатия с углом  $\theta_3 = 20^\circ$ , 4 — сечение входа, 5 — участок тела сжатия с закруглением, 6 — диффузорный участок с углом расширения  $\theta_d = 3^\circ$ , 7 — начальный участок обечайки с углом поднутрения  $\theta_{об} = 10^\circ$ , 8 — изоэнтропический участок обечайки, 9 — сечение горла.

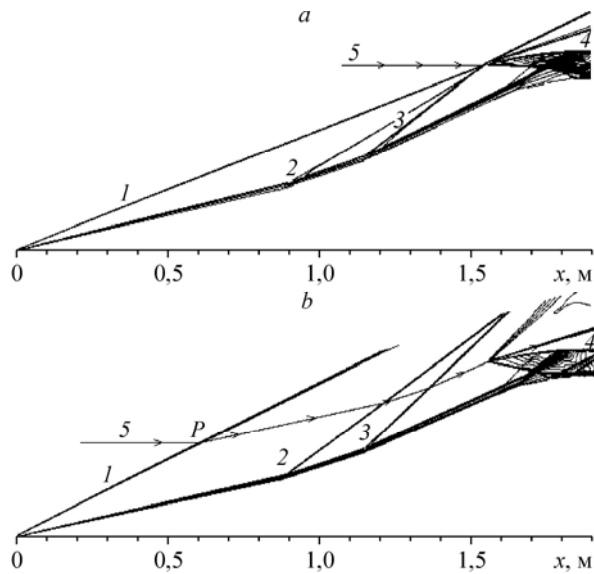


Рис. 4. Расчетные картины вязкого обтекания (изолинии плотности) трехскачкового воздухозаборника при  $M = 4$  и  $7$ .

$M = 7$  (a),  $4$  (b); 1, 2, 3 — скачки уплотнения на клине внешнего сжатия, 4 — обечайка, 5 — линия тока, проходящая на переднюю кромку обечайки, P — точка пересечения линии тока и скачка уплотнения.

на передней кромке обечайки всех трех косых скачков уплотнения, образующихся на клине внешнего сжатия, и получения расчетного коэффициента расхода  $\varphi = 1$ .

Картины вязкого обтекания трехскачкового воздухозаборника при  $M = 4$  и  $7$  показаны на рис. 4, a, b. В данном случае при  $M < 7$  взаимодействие скачков уплотнения внешнего сжатия происходит над обечайкой, а в сечении входа отсутствуют волновые возмущения.

#### 4. Характеристики параметров потока в сечении входа во внутренний канал воздухозаборников

Отметим, прежде всего, основные различия в геометрии построенных участков внешнего сжатия рассматриваемых воздухозаборников, которые следуют из принятых условий сопоставления:  $H_0 = \text{idem}$ ,  $\theta_1 = \text{idem}$ ,  $\theta_k = \text{idem}$ . Длина этого участка, определяемая от носка клина сжатия до передней кромки обечайки, для воздухозаборника с изоэнтропической волной сжатия равна  $L_0 \approx 1,09$  м, что примерно на 30 % короче по сравнению с трехскачковым воздухозаборником  $L_0 \approx 1,55$  м. Это является благоприятным фактором с точки зрения уменьшения веса воздухозаборника. При этом относительная толщина пограничного слоя в сечении входа получается также сравнительно меньшей — для воздухозаборника с изоэнтропической волной сжатия она равна  $\approx 13$  % при  $M = 4$  и  $\approx 17$  % при  $M = 7$ , а для трехскачкового, соответственно:  $\approx 17$  % при  $M = 4$  и  $\approx 22$  % при  $M = 7$ .

Относительная площадь входа для воздухозаборника с изоэнтропической волной сжатия  $A_{\text{вх}}/A_0 = 0,322$  получается примерно в 1,33 раза больше по сравнению с площадью входа трехскачкового воздухозаборника, для которого соответственно  $A_{\text{вх}}/A_0 = 0,25$ . Учитывая указанные выше относительные величины  $A_r/A_{\text{вх}}$ , определенные из условия запуска, относительная площадь горла для воздухозаборника с изоэнтропической волной сжатия получается равной  $A_r/A_0 \approx 0,21$ , а для



трехскачкового воздухозаборника  $A_1/A_0 \approx 0,19$ , различие составляет около 10 %. То есть сравниваемые воздухозаборники являются близкими по степени геометрического сжатия захватываемой ими струи.

Распределение параметров потока в сечении входа воздухозаборника с изоэнтропической волной сжатия показано на рис. 5. Представлены изменения поперек сечения числа Маха и коэффициента восстановления полного давления  $\sigma = p_0/p_{0\infty}$ . Здесь  $p_0$  — местное полное давление,  $p_{0\infty}$  — полное давление невозмущенного набегающего потока. Как уже указывалось, пограничный слой занимает  $\approx 13\%$  высоты сечения входа при  $M = 4$  и  $\approx 17\%$  при  $M = 7$ . В области невязкого течения течение является двуслойным. Слою потока, проходящему вдоль поверхности клина внешнего сжатия через носовой скачок уплотнения и изоэнтропическую волну сжатия, соответствуют большая скорость и более высокие значения  $\sigma$ . Слою, прилегающему к обечайке и проходящему через более интенсивный скачок уплотнения, образующийся в результате взаимодействия носового скачка и изоэнтропической волны сжатия, соответствуют меньшая скорость и пониженные значения  $\sigma$ . Относительный поперечный размер этого слоя, за вычетом пограничного слоя, изменяется от  $\approx 26\%$  при  $M = 4$  до  $\approx 65\%$  при  $M = 7$ . Слой с большими значениями  $\sigma$ , прилегающий к клину сжатия занимает соответственно от  $\approx 51\%$  при  $M = 4$  до  $\approx 8\%$  при  $M = 7$  высоты сечения входа. В невязком ядре потока коэффициент восстановления полного давления при  $M = 7$  составляет величины от  $\sigma \approx 0,7$  при местном числе Маха  $M_{л1} \approx 4,4$  вблизи нижней стенки до  $\sigma \approx 0,25$  при  $M_{л1} \approx 3,6$  вблизи обечайки, а при  $M = 4$  это, соответственно, величины от  $\sigma \approx 0,93$  при  $M_{л1} \approx 2,56$  вблизи нижней стенки до  $\sigma \approx 0,62$  при  $M_{л1} \approx 2,51$  вблизи обечайки.

Для скачкового воздухозаборника в сечении входа неравномерность потока связана только с пограничным слоем, который занимает 17–22 % высоты сечения входа. В невязком ядре потока коэффициент восстановления полного давления при  $M = 7$  составляет величину  $\sigma \approx 0,7$  при местном числе Маха  $M_{л1} \approx 4,2$ , соответственно при  $M = 4$   $\sigma \approx 0,92$  при  $M_{л1} \approx 2,7$ .

Сравнение изменения коэффициентов расхода рассматриваемых воздухозаборников, определенных по линии тока, приходящей на переднюю кромку обечайки, представлено на рис. 6 в зависимости от числа Маха набегающего потока. Эти коэффициенты для обоих воздухозаборников при  $M = M_p = 7$  соответствуют расчетному значению  $\varphi = 1,0$ . Для трехскачкового воздухозаборника происходит существенное уменьшение коэффициента расхода с уменьшением чисел Маха полета, и для него при  $M = 4$   $\varphi = 0,54$ . Для воздухозаборника с изоэнтропической волной сжатия при  $M = 4$  величина  $\varphi = 0,72$ , т. е. коэффициент расхода примерно на 33 % больше.

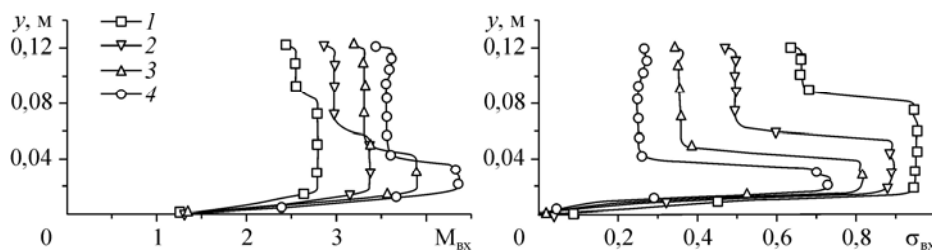


Рис. 5. Распределение параметров потока в сечении входа воздухозаборника с изоэнтропической волной сжатия.

$M = 4$  (1), 5 (2), 6 (3), 7 (4).

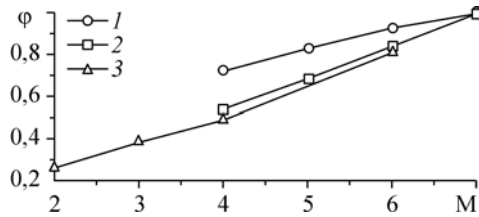


Рис. 6. Изменение коэффициентов расхода рассматриваемых воздухозаборников в зависимости от числа Маха набегающего потока.

Воздухозаборники: 1 — с изоэнтropicской волной сжатия, 2 — трехскачковый, 3 — плоский [13].

Указанное различие в изменении коэффициента расхода можно объяснить различием в формировании линии тока, которая приходит из набегающего потока к передней кромке обечайки и которая ограничивает струю, захватываемую воздухозаборником. На рис. 2, *a, b* показана ограничительная линия тока  $\Gamma$  для воздухозаборника с изоэнтropicской волной сжатия. В данном случае она проходит только через результирующий скачок уплотнения 3 с большим углом наклона, а за скачком она практически параллельна участку клина с углом  $\theta_k$ . На рисунке *P* — точка пересечения линии тока  $\Gamma$  с результирующим скачком уплотнения 3. На расчетном режиме при  $M = 7$  эта точка совпадает с передней кромкой обечайки, что определяет  $\varphi = 1,0$ . С уменьшением числа Маха  $M < 7$  происходит относительно малое увеличение угла наклона результирующего скачка 3, при этом вертикальная координата точки *P* мало уменьшается по сравнению с ее положением на расчетном режиме. Это и определяет малое уменьшение коэффициента расхода с уменьшением числа Маха  $M < 7$ .

Ограничительная линия тока 5 для трехскачкового воздухозаборника показана на рис. 4, *a, b*. В точке *P* она пересекается с начальным скачком уплотнения 1, исходящим от передней кромки клина сжатия и имеющим малый угол наклона, а затем следует направлению ступеней сжатия, проходя последующие скачки уплотнения 2 и 3. Т. е. в данном случае коэффициент расхода определяется положением точки *P* на начальном скачке 1, для которого имеет место относительно быстрое увеличение угла наклона с уменьшением  $M < 7$ , при этом вертикальная координата точки *P* и, соответственно, коэффициент расхода уменьшаются по сравнению с расчетным режимом при  $M = 7$  быстрее, чем для воздухозаборника с изоэнтropicской волной сжатия.

На рис. 6 для сравнения представлены экспериментальные данные работы [13] по коэффициенту расхода для гиперзвукового плоского воздухозаборника, близкого по параметрам к рассматриваемому. Этот воздухозаборник имел расчетное число Маха  $M_p \approx 6$ , его трехскачковый клин внешнего сжатия выполнен с углами  $\theta_1 = 7,5^\circ$ ,  $\theta_2 = 15^\circ$  и  $\theta_3 = \theta_k = 22,5^\circ$ , обечайка выполнена без поднутрения, относительная площадь горла  $A_r/A_0 \approx 0,2$ . Он был испытан в аэродинамической трубе периодического действия при числах Маха набегающего потока  $M = 2, 3, 4$  и 6. Характер изменения коэффициентов расхода, определенного расчетом для рассматриваемого в настоящей работе плоского воздухозаборника и определенного экспериментально для воздухозаборника работы [13], в зависимости от числа *M* аналогичен, а величины этих коэффициентов при  $M = 4$  и 6 отличаются не более чем на 4 %.

## 5. Результаты численных расчетов параметров внутреннего течения в воздухозаборниках

Рассмотрим результаты численных расчетов внутреннего течения. Для обоих рассматриваемых воздухозаборников скачок уплотнения, образующийся на передней кромке обечайки, индуцирует отрывы пограничного слоя на основном теле сжатия вблизи горла. При выбранном значении угла поднутрения обечайки, определяющим

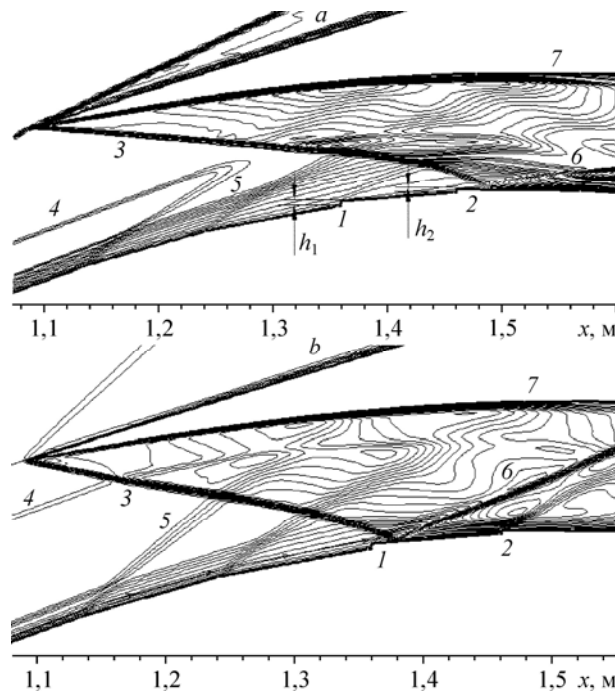


Рис. 7. Расчетные картины вязкого течения (изолинии плотности) во внутреннем канале воздухозаборника с изэнтропической волной сжатия при  $M = 4$  и  $7$ .

$M = 7$  (a), 4 (b); 1, 2 — щели слива пограничного слоя, 3 — скачок уплотнения от обечайки, 4 — контактный разрыв, 5 — волна расширения, 6 — отраженный скачок уплотнения, 7 — обечайка.

интенсивность создаваемого ею скачка, эти отрывы являются локальными и не выходят вперед по потоку в область перед сечением входа. В то же время они могут приводить к срыву втекания в воздухозаборнике при его дросселировании — происходит выбивание системы замыкающих скачков уплотнения, формирующихся при торможении потока в диффузоре за горлом воздухозаборника. В работе были оценены возможности устранения указанных отрывов с помощью устройства щелей слива пограничного слоя. Для сверхзвуковых воздухозаборников обычным является устройство этих щелей в месте падения скачка уплотнения от обечайки на центральное тело сжатия, т. е. вблизи горла [1]. Для гиперзвуковых воздухозаборников продольная координата места падения скачка уплотнения от обечайки существенно изменяется в зависимости от числа Маха потока, набегающего на воздухозаборник. Проведенные расчеты показали целесообразность устройства в этом случае двух последовательно расположенных щелей слива простейшей конфигурации типа «козырька». Схема устройства щелей слива показана на рис. 7. В продольном направлении щели располагались на основном теле сжатия таким образом, чтобы пограничный слой сливался непосредственно перед местом падения скачка от обечайки: первая при  $M = 4$ , вторая — при  $M = 7$ . Поперечные размеры щелей  $h_1$  и  $h_2$ , достаточные для устранения отрывов, были определены в процессе ряда последовательных расчетов. Оптимизация параметров щелей слива не производилась. Были приняты одинаковые значения абсолютных размеров щелей для обоих воздухозаборников. Их величины по отношению к высоте горла для воздухозаборника с изэнтропической волной сжатия равны  $h_1/H_T = 0,04$ ,  $h_2/H_T = 0,028$ , а для скачкового —  $h_1/H_T = 0,055$ ,  $h_2/H_T = 0,04$ .

Суммарный расход воздуха, отводимого через щели слива, по оценкам составляет не более 0,5 % при  $M = 7$  и не более 2,1 % при  $M = 4$ . Так как устраняемые отрывы пограничного слоя являлись локальными и не выходили вперед по

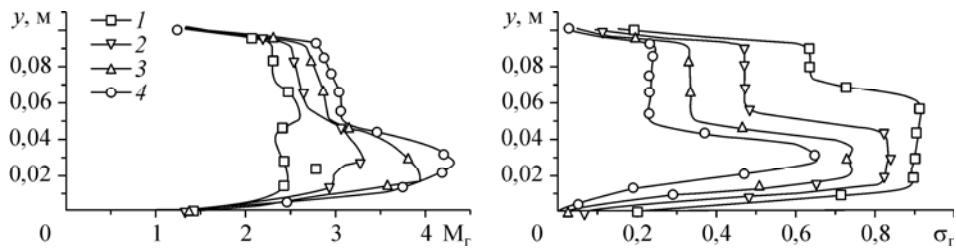


Рис. 8. Распределение параметров потока в сечении горла воздухозаборника с изоэнтропической волной сжатия (в конфигурации со щелями слива пограничного слоя).  
 $M = 4$  (1), 5 (2), 6 (3), 7 (4).

потoku в область перед сечением входа, коэффициент расхода исследуемых воздухозаборников, определяемый по линии тока, приходящей на переднюю кромку обечайки, при наличии щелей слива не изменялся. В то же время на выходе из канала воздухозаборника, перед двигателем, расход воздуха меньше на величину, указанную для щелей слива.

Заметим, что среднемассовые значения параметров потока в горле воздухозаборников без щелей слива и со щелями отличаются незначительно. Например, как для воздухозаборника с изоэнтропической волной сжатия, так и для скачкового воздухозаборника среднемассовые коэффициенты восстановления полного давления и числа Маха различаются не более чем на 5 %. В то же время устранение указанных локальных отрывов позволяет предотвратить срыв втекания в воздухозаборник при дросселировании течения в канале двигателя.

Примеры картин течения во внутреннем канале воздухозаборника с изоэнтропической волной сжатия со щелями слива при  $M = 4$  и 7 представлены на рис. 7. Как можно видеть, течение в воздухозаборнике в этих случаях происходит без отрыва пограничного слоя. Распределение параметров потока в поперечном сечении горла показано на рис. 8. Двухслойная неравномерность поля потока, образующаяся в сечении перед входом, сохраняется и в горле. Общая неравномерность поля внутреннего сверхзвукового течения в канале воздухозаборника в данном случае осложнена скачком уплотнения от обечайки и его последующими отражениями от стенок, а также возмущениями, создаваемыми элементами устройства щелей слива, включая вновь формирующийся на них пограничный слой. С увеличением числа Маха набегающего потока неравномерность в ядре потока в горле усиливается и, например, при числе Маха набегающего потока  $M = 7$  локальные значения параметров потока вблизи нижней стенки составляют  $M_{л} \approx 4,3$  и  $\sigma \approx 0,65$ , а вблизи обечайки  $M_{л} \approx 3,1$  и  $\sigma \approx 0,23$ .

Распределение параметров потока в поперечном сечении горла скачкового воздухозаборника со щелями слива показано на рис. 9. Неравномерность поля внутреннего сверхзвукового течения в канале воздухозаборника обусловлена

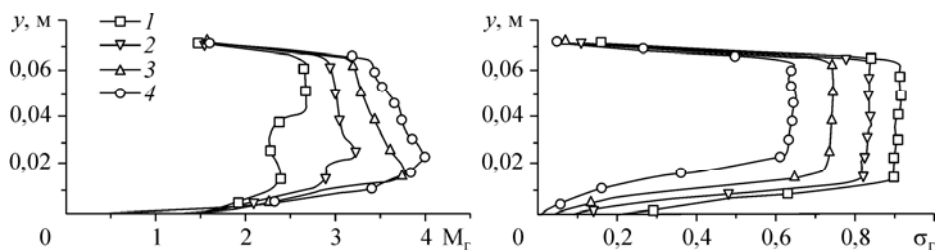


Рис. 9. Распределение параметров потока в сечении горла трехскачкового воздухозаборника (в конфигурации со щелями слива пограничного слоя).  
 $M = 4$  (1), 5 (2), 6 (3), 7 (4).

скачком уплотнения от обечайки и его последующими отражениями от стенок, а также возмущениями, создаваемыми элементами устройства щелей слива, включая вновь формирующийся на них пограничный слой. При числе Маха набегающего потока  $M = 7$  максимальная скорость потока в горле также достигается вблизи нижней стенки и равна  $M_n \approx 4$ , при этом  $\sigma \approx 0,63$ , соответственно вблизи обечайки  $M_n \approx 3,4$  и  $\sigma \approx 0,64$ .

### 6. Оценки степени неоднородности потока в горле

Характеристики общей эффективности воздухозаборников обычно определяются в предположении одномерности потока в горле. В случае неравномерного потока в канале воздухозаборника они должны определяться как среднемассовые характеристики. В связи с этим имеет смысл получить сравнительную оценку степени неоднородности потока на входе и в горле рассматриваемых воздухозаборников, необходимую для оценки границ применимости одномерного анализа неравномерных потоков в соответствии с работой [14].

В работе [14], во-первых, вводится коэффициент  $\beta$ , характеризующий неоднородность скорости и определяемый в виде:

$$\beta = m \int V^2 dm / (\int V dm)^2, \quad dm = \rho V_n dA.$$

Здесь  $m$  — полный расход в рассматриваемом сечении,  $dm$  и  $V$  — местные элементарный расход и скорость потока,  $V_n$  — компонента скорости, нормальная к элементу сечения, по которому производится интегрирование. Во-вторых, вводится коэффициент  $\alpha$ , характеризующий неоднородность потока энтальпии. С учетом сделанных предположений об адиабатичности течения и независимости теплофизических свойств воздуха от температуры этот коэффициент будет характеризовать неравномерность распределения статической температуры и определяется в виде:

$$\alpha = m \int T dm / \left( \int V dm \int \frac{T}{V} dm \right),$$

где  $T$  — местная статическая температура в рассматриваемом сечении.

Расчет указанных коэффициентов в сечении входа во внутренний канал воздухозаборников дает следующие значения. Для скачкового воздухозаборника:  $\beta = 1,0034$ ,  $\alpha = 0,972$  при числе Маха  $M = 7$  и  $\beta = 1,0045$ ,  $\alpha = 0,978$  при  $M = 4$ . Для воздухозаборника с изоэнтропической волной сжатия это соответственно:  $\beta = 1,003$ ,  $\alpha = 0,978$  при  $M = 7$  и  $\beta = 1,0035$ ,  $\alpha = 0,983$  при  $M = 4$ . Отклонения коэффициентов  $\beta$  и  $\alpha$  от единицы для обоих рассматриваемых воздухозаборников отличаются не более, чем на 1 %, при этом отклонения коэффициента  $\beta$  на порядок меньше по сравнению, например, с неоднородностью вязкого течения в канале с развитым пограничным слоем [14]. Заметим, что согласно работе [14] ошибки, проистекающие из одномерного рассмотрения неравномерных потоков, имеют тот же порядок, что и отклонения коэффициентов  $\beta$  и  $\alpha$  от единицы.

Полученные оценки дают возможность обоснованно сравнивать характеристики эффективности рассматриваемых воздухозаборников, определяемые при одномерном рассмотрении с использованием среднемассовых параметров потока.

### 7. Оценки характеристик эффективности воздухозаборников

Расход воздуха, захватываемый в набегающем потоке, является одной из основных характеристик эффективности воздухозаборника. Как уже отмечалось ранее, для построенного воздухозаборника с изоэнтропической волной сжатия имеет

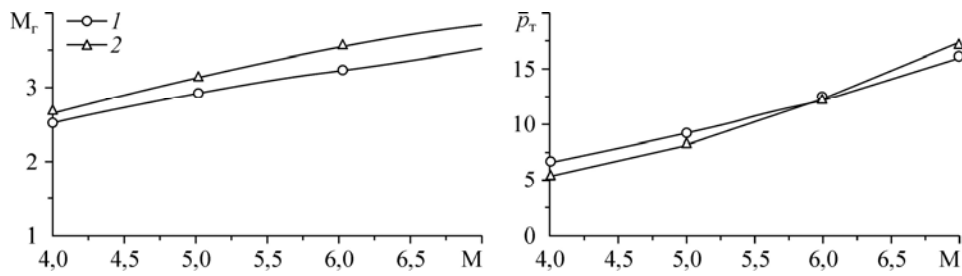


Рис. 10. Изменение среднемассовых числа Маха и степени сжатия потока в сечении горла воздухозаборников в конфигурации со щелями слива пограничного слоя в зависимости от числа Маха полета.

Воздухозаборники: 1 — с изэнтропической волной сжатия, 2 — трехскачковый.

место заметное увеличение коэффициента расхода на режимах  $M < M_p$ . Так, при  $M = 4$  у него коэффициент расхода почти в  $\sim 1,33$  раза больше по сравнению со скачковым воздухозаборником.

Далее рассмотрим также некоторые другие возможные параметры эффективности сравниваемых воздухозаборников, характеризующие, в частности, процесс сжатия захватываемого потока. Оценки этих параметров были получены для течения в каналах со щелями слива пограничного слоя. На рис. 10 и 11 представлены среднемассовые параметры потока в горле воздухозаборников в зависимости от числа Маха набегающего потока. Из рис. 10 видно, что воздухозаборник с изэнтропической волной сжатия по сравнению со скачковым обеспечивает в среднем на 5–11 % меньшую скорость (число Маха  $M_r$ ), при этом степень сжатия  $\bar{p} = p_r/p_\infty$  для этого воздухозаборника примерно на 20 % больше при  $M = 4$  и на 8 % меньше при  $M = 7$ .

Коэффициент восстановления полного давления  $\sigma_r = p_{0r}/p_{0\infty}$  представлен на рис. 11. Коэффициент  $\sigma_r$  для скачкового воздухозаборника изменяется от  $\sigma_r \approx 0,8$  при  $M = 4$  до  $\sigma_r \approx 0,54$  при  $M = 7$ . Для воздухозаборника с изэнтропической волной сжатия это изменение составляет от  $\sigma_r \approx 0,75$  при  $M = 4$  до  $\sigma_r \approx 0,31$  при  $M = 7$ , то есть меньше на 7 % при  $M = 4$  и на 42 % при  $M = 7$ .

Сравним характеристики восстановления полного давления исследуемых воздухозаборников с расчетными и экспериментальными данными, полученными в работах [15–18] для двумерных — плоских и осесимметричных гиперзвуковых воздухозаборников со сверхзвуковой скоростью потока в горле. Эти данные также представлены на рис. 11. Следует отметить, что геометрия всех сравниваемых воздухозаборников различна, тем не менее, приводимые данные характеризуют общий уровень возможной достижимой эффективности по восстановлению полного давления при сверхзвуковой скорости потока в горле.

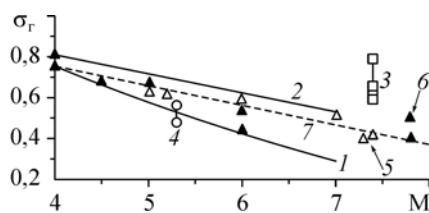


Рис. 11. Изменение коэффициента восстановления полного давления сверхзвукового потока в горле воздухозаборников в зависимости от числа Маха полета.

Воздухозаборники: 1 — с изэнтропической волной сжатия, 2 — трехскачковый, 3 — плоский [15], 4 — осесимметричный [16], 5 — осесимметричный АИМ [17], 6 — осесимметричный АИМ в масштабе 2/3 [17], 7 — квазиплоский [18].

В работе [15] испытано три варианта плоского модельного воздухозаборника с различной геометрической степенью сжатия внутреннего участка  $A_{\text{вх}}/A_{\Gamma} = 2,8$  и 12 ( $A_{\Gamma}/A_0 = 0,25, 0,063$  и  $0,042$  соответственно) при числе Маха  $M = 7,4$ . Участок внутреннего сжатия был выполнен с профилированными контурами обечайки и основного тела сжатия, причем контур последнего был выполнен таким образом, что падающий на тело косою скачок уплотнения, создаваемый обечайкой, не отражался. Получены, в частности, распределения числа Маха и коэффициента восстановления полного давления. Среднемассовые значения потока в горле не определялись, и для него приводятся значения коэффициента  $\sigma$ , максимальные для экспериментально полученных распределений поля потока в сечении горла. В работе [16] осесимметричный модельный воздухозаборник с геометрической степенью сжатия внутреннего участка  $A_0/A_{\Gamma} = 18,2$  и  $13,8$  ( $A_{\Gamma}/A_0 = 0,055$  и  $0,072$  соответственно) и с отсосом пограничного слоя в области горла был испытан при  $M = 5,3$ . Скачок от обечайки претерпевал несколько отражений внутри участка внутреннего сжатия. В работе [17] в диапазоне  $M = 5 \div 7,25$  выполнен расчетный анализ осесимметричного воздухозаборника экспериментального гиперзвукового двигателя НРЕ. Воздухозаборник имел относительную площадь горла  $A_{\Gamma}/A_0 = 0,12$ , рассматривались различные варианты положения носка обечайки с относительно малым затуплением. Рассчитывался ламинарный или турбулентный пограничный слой, для течения в невязкой области течения использовался метод характеристик. Скачок от обечайки претерпевал несколько отражений внутри участка внутреннего сжатия. В работе [18] в диапазоне  $M = 4-8$  получены характеристики квазиплоского воздухозаборника с изэнтропической поверхностью сжатия ( $A_{\Gamma}/A_0 = 0,17$ ,  $A_{\text{вх}}/A_{\Gamma} = 1,28$ ) с численным расчетом его невязкого обтекания с поправками на толщину вытеснения пограничного слоя.

Приведенные на рис. 11 данные показывают, что оцениваемая по коэффициенту восстановления полного давления эффективность воздухозаборников, рассматриваемых в настоящей работе, вполне соответствует уровню этого показателя, полученного в исследованиях характеристик двумерных воздухозаборников различной конфигурации.

Для оценки эффективности воздухозаборников в некоторых случаях используется коэффициент сохранения кинетической энергии в процессе сжатия захватываемой воздухозаборником струи. Согласно работе [11], он определяется в виде:

$$\eta_{\text{КЕ}} = \frac{h_{0\Gamma} - h(p_{\infty}, \sigma_{\Gamma})}{h_{0\infty} - h_{\infty}},$$

здесь  $h_{0\infty}$  и  $h_{\infty}$  — полная и статическая энтальпия невозмущенного набегающего потока,  $h_{0\Gamma}$  — полная энтальпия потока в горле воздухозаборника,  $h(p_{\infty}, \sigma_{\Gamma})$  — статическая энтальпия, определяемая при адиабатическом расширении потока в горле до давления в невозмущенном набегающем потоке. С учетом предположений об адиабатичности течения в воздухозаборнике  $h_{0\Gamma} = h_{0\infty}$  и независимости теплофизических свойств воздуха от температуры можно получить:

$$\eta_{\text{КЕ}} = \frac{1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2 - \sigma_{\Gamma}^{(1-\kappa)/\kappa}}{\frac{\kappa-1}{2} M^2}, \quad \text{где } \kappa \text{ — показатель адиабаты.}$$

Расчеты показывают, что коэффициент  $\eta_{KE}$  мало изменяется в диапазоне чисел Маха набегающего потока  $M = 4 \div 7$  и для трехскачкового воздухозаборника составляет величины  $\eta_{KE} = 0,979 \div 0,98$ , а для воздухозаборника с изэнтропической волной сжатия  $\eta_{KE} = 0,974 \div 0,96$ .

Полученные оценки  $\eta_{KE}$  с отклонением не более 1 % близки к приближенной зависимости  $\eta_{KE} = 1 - 0,528 (1 - M_T / M)^{3,63}$ , аппроксимирующей экспериментальные данные для гиперзвуковых воздухозаборников и приведенной в работе [11]. Так как коэффициент сохранения кинетической энергии непосредственно связан с коэффициентом восстановления полного давления, справедлива указанная выше сравнительная оценка эффективности рассматриваемых воздухозаборников, определенная по коэффициенту  $\sigma_r$ . Расчетные характеристики эффективности обоих воздухозаборников являются удовлетворительными в сравнении с экспериментальными данными для плоских и трехмерных гиперзвуковых воздухозаборников, обобщенными в работе [11] в зависимости от коэффициента  $\eta_{KE}$  и охватывающими диапазон  $\eta_{KE} = 0,9 \div 0,99$ . В частности, в этой работе приводятся данные  $\eta_{KE} = 0,96 \div 0,98$  для плоского воздухозаборника с  $M_p = 10,4$ . Значения  $\eta_{KE} = 0,96 \div 0,95$  были получены в экспериментальных исследованиях уже упоминавшегося осесимметричного воздухозаборника [15] с  $M_p = 5,3$ . Таким образом, для воздухозаборников, рассматриваемых в настоящей работе, их эффективность, оцениваемая по коэффициенту сохранения кинетической энергии  $\eta_{KE}$ , также согласуется с данными, полученными в исследованиях характеристик двумерных и трехмерных воздухозаборников различной конфигурации.

Приведенные выше оценки восстановления полного давления получены при сверхзвуковой скорости в горле, то есть характеризуют эффективность рассматриваемых воздухозаборников в режиме ГПВРД. Чтобы оценить эффективность рассматриваемых воздухозаборников в режиме ПВРД, был определен коэффициент восстановления полного давления для режима течения с прямым скачком уплотнения в горле, параметры потока в котором соответствует осредненным выше описанным образом. На рис. 12 представлено изменение этого коэффициента  $\sigma_{гпс} = p_{0гпс} / p_{0\infty}$  в зависимости от числа Маха. Для воздухозаборника с изэнтропической волной сжатия величина  $\sigma_{гпс}$  изменяется в диапазоне от  $\sigma_{гпс} = 0,376$  при  $M = 4$  до  $\sigma_{гпс} = 0,0633$  при  $M = 7$ , для трехскачкового воздухозаборника эта величина изменяется от  $\sigma_{гпс} = 0,351$  при  $M = 4$  до  $\sigma_{гпс} = 0,082$  при  $M = 7$ . Различие составляет примерно 7 % при  $M = 4$  и 2,5 % при  $M = 7$ . Это дает основание предполагать, что в режиме ПВРД эффективность рассматриваемых воздухозаборников по восстановлению полного давления может быть практически одинаковой.

Сопоставим уровень восстановления полного давления, определенный в рассматриваемых воздухозаборниках для режима течения с прямым скачком уплотнения в горле, с тем, который рекомендуется в спецификации США MIL-E-5008B

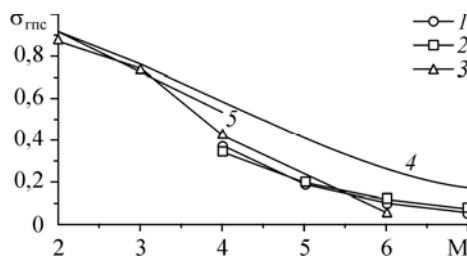


Рис. 12. Изменение коэффициента восстановления полного давления осредненного потока с прямым скачком в горле воздухозаборников в зависимости от числа Маха полета.

Воздухозаборники: 1 — с изэнтропической волной сжатия, 2 — трехскачковый, 3 — плоский [13]; 4 — спецификация MIL-E-5008B, 5 — данные ЦАГИ [19] для сверхзвуковых плоских воздухозаборников смешанного сжатия.



для воздухозаборников компрессорных двигателей, в том числе рассчитанных на числа Маха полета  $M > 5$ , и с данными ЦАГИ [19] для сверхзвуковых воздухозаборников смешанного сжатия, рассчитанных на числа Маха полета до  $M = 4$ . Сравнительные данные представлены на рис. 12. Показатели MIL-E-5008B и работы [19] относятся к ВРД, работающим при дозвуковой скорости на входе в камеру сгорания, и неприменимы непосредственно к воздухозаборникам двухрежимных ПВРД. Поэтому, как и следовало ожидать, коэффициент  $\sigma_{\text{плс}}$  для рассматриваемых воздухозаборников существенно меньше этих показателей.

На рис. 12 для сравнения представлены также экспериментальные данные работы [13] для упоминавшегося выше гиперзвукового плоского воздухозаборника с расчетным числом Маха  $M_p \approx 6$ . Коэффициент восстановления полного давления в этой работе определялся на режимах с торможением потока до дозвуковой скорости в канале модели, измерялось полное и статическое давления в мерном сопле на выходе из этого канала. Положение замыкающего скачка не было определено, но предполагалось, что полученные характеристики соответствуют режиму ПВРД. Величины коэффициента восстановления полного давления, полученные для  $M = 2$  и 3, находятся на уровне, соответствующем данным ЦАГИ [19] для сверхзвуковых воздухозаборников смешанного сжатия, а при  $M = 4$  и 6 они значительно меньше данных [19] и MIL-E-5008B. В работе [13] не обсуждаются причины низких значений этого коэффициента при  $M = 4$  и 6.

Заметим, что данные MIL-E-5008B и работы [19] можно рассматривать как ориентир для возможного улучшения характеристик восстановления полного давления нового воздухозаборника с повышенным коэффициентом расхода применительно к ДГПВРД. Для обоснованной оценки возможности такого улучшения необходимо рассмотрение характеристик воздухозаборников с торможением потока в диффузоре до дозвуковой скорости и с учетом работы камеры сгорания.

### Заключение

Показана возможность разработки гиперзвукового плоского воздухозаборника внешнего сжатия, обеспечивающего более высокие значения коэффициента расхода по сравнению с обычным скачковым воздухозаборником при числах Маха, меньших  $M_p$ .

Клин такого воздухозаборника профилируется таким образом, что на участке внешнего сжатия формируется течение с начальным косым скачком уплотнения и последующей центрированной изоэнтропической волной сжатия. Их взаимодействие происходит перед сечением входа во внутренний канал с образованием результирующего, более интенсивного, косоугольного скачка уплотнения и контактного разрыва. Характеристики воздухозаборника анализировались в сопоставлении с плоским воздухозаборником, три скачка внешнего сжатия которого сфокусированы на передней кромке обечайки. Рассмотрен диапазон чисел Маха полета  $M = 4-7$ .

Для воздухозаборника с изоэнтропической волной сжатия при  $M = 4$  достигается коэффициент расхода, почти в  $\sim 1,33$  раза больший по сравнению со скачковым воздухозаборником. Кроме того, предлагаемый воздухозаборник имеет уменьшенный примерно на 30 % продольный размер, что может обеспечить снижение его веса и уменьшение относительной толщины пограничного слоя в сечении входа.

Для более полноценной оценки эффективности нового воздухозаборника в сравнении с традиционным скачковым целесообразно проведение дальнейших исследований с рассмотрением совместной работы воздухозаборника и камеры сгорания, а также тяговых характеристик двигателей.

### Список литературы

1. **Seddon J., Goldsmith E.L.** Intake Aerodynamics: AIAA education series. 2nd ed. AIAA Inc., Reston, Virginia, 1999. 407 p.
2. **Гончарук П.Д., Гурылев В.Г.** Исследование течения в горле воздухозаборника на больших сверхзвуковых скоростях потока при числах  $M$ , больших расчетного // Уч. записки ЦАГИ. 1974. Т. 5, № 1. С. 37–46.
3. **Гурылев В.Г., Пиотрович Е.В.** Срыв течения на входе сверхзвукового воздухозаборника // Уч. записки ЦАГИ. 1974. Т. 5, № 3. С. 63–70.
4. **Гурылев В.Г.** Течения с  $\lambda$ -образными скачками уплотнения на входе в плоский сверхзвуковой воздухозаборник // Уч. записки ЦАГИ. 1972. Т. 3, № 5. С. 1–8.
5. **Гурылев В.Г., Иванюшкин А.К., Пиотрович Е.В.** Течение на входе и в горле воздухозаборников при больших сверхзвуковых скоростях потока и числах  $M$ , меньших расчетного // Уч. записки ЦАГИ. 1975. Т. 6, № 1. С. 28–37.
6. **Lewis M.** X-51 scrams into the future // Aerospace America. October, 2010, P. 26–33.
7. **Sabel'nikov V.A., Penzin V.I.** Scramjet research and development in Russia // Scramjet Propulsion / Eds. E.T. Curran, S.N.B. Murthy. Washington: AIAA, 2000. P. 223–283. Ser. Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 189.
8. **Ogorodnikov D.A., Vinogradov V.A., Shikhman Y.M., Strokin V.N.** Russian research on experimental hydrogen-fueled dual-mode scramjet: conception and preflight tests // J. of Propulsion and Power. 2001. Vol. 17, Iss. 5. P. 1041–1048.
9. **Дуленин Н.П., Семенов В.Л., Харчевникова Г.Д., Сунцов П.С.** Поисковые исследования эффективности применения КСУ с ДГПВРД на воздушно-космическом самолете воздушного старта // Конверсия в машиностроении. 2008. № 2. С. 7–15.
10. **Falempin F.H.** Scramjet development in France // Scramjet Propulsion / Eds. E.T. Curran, S.N.B. Murthy. Washington: AIAA, 2000. P. 47–117. Ser. Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 189.
11. **Van Wie D.M.** Scramjet inlets // Scramjet Propulsion / Eds. E.T. Curran, S.N.B. Murthy. Washington: AIAA, 2000. P. 448–511. Ser. Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 189.
12. **Гурылев В.Г., Иванюшкин А.К., Пиотрович Е.В.** Экспериментальное исследование влияния числа  $Re_L$  на запуск воздухозаборников при больших сверхзвуковых скоростях потока // Уч. записки ЦАГИ. 1973. Т. 4, № 1. С. 33–44.
13. **Goldfeld M.A., Nestoulia R.V.** Numerical and experimental studies of 3D hypersonic inlet // J. of Thermal Science. 2002. Vol. 11, No. 3. P. 198–219.
14. **Крокко Л.** Одномерное рассмотрение газовой динамики установившихся течений. Основы газовой динамики / Под ред. Г. Эммонса. М.: Изд. Иностранная литература. 1963. С. 64–385.
15. **Gnos A.V., Watson E.C.** Investigation of flow fields within large-scale hypersonic inlet model // NASA TN D-7150. 1973. 37 p. (Перевод с англ. см. [20]).
16. **Latham E.A., Sorensen N.E., Smeltzer D.B.** Investigation of a mixed compression axisymmetrical inlet at Mach number 5.3 // NASA TN D-6647. 1972. 31 p. (Перевод с англ. см. [20]).
17. **Andrews E.H., Russel J.W., Mackley E.A., Simmonds A.L.** An inlet analysis for NASA hypersonic research engine aerothermodynamic integration model // NASA TM X-3038. 1974. 44 p. (Перевод с англ. см. [21]).
18. **Hunt J.L., Johnston P.J., Cubbage J.M., Dillon J.L., Richie C.B., Marcum D.C., Jr., Carlson C.H.** Hypersonic airbreathing missile concepts under study at Langley // AIAA Paper No. 82-316, 1982. (Перевод с англ. см. [20]).
19. **Васильев В.И., Иванюшкин А.К., Павлюков Е.В., Соколов В.Д.** Аэродинамика воздухозаборников и сопел сверхзвуковых самолетов / Под науч. ред. Г.С. Бюшгенса // Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. М.: Наука–Физматлит, 1998. Гл. 5. С. 237–308.
20. **Гурылев В.Г., Старухин В.П., Куканова Н.И.** Воздухозаборники силовых установок для гиперзвуковых скоростей полета: обзор по материалам иностранной печати за 1970–1975 гг. М.: Изд. ОНТИ ЦАГИ, 1977. № 522. 244 с.
21. **Гурылев В.Г., Старухин В.П., Полещук Г.И.** Воздухозаборники высокоскоростных летательных аппаратов. Обзор по материалам открытой зарубежной печати. М.: Изд. ОНТИ ЦАГИ, № 643. 1984. 150 с.

Статья поступила в редакцию 15 апреля 2011 г.