

## Реализация течения в гиперзвуковом воздухозаборнике с пространственным сжатием

М. А. Гольдфельд, А. В. Старов

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

### Аннотация

Представлены результаты численного и экспериментального исследования гиперзвукового воздухозаборника с пространственным сжатием и компактным сечением внутреннего канала. Уменьшение площади поверхностей канала упрощает теплозащиту воздухозаборника и камеры сгорания. Экспериментальные исследования проведены в аэродинамической трубе периодического действия при числах Маха  $M_\infty = 2-6$ . Получены распределения давления на поверхностях сжатия и в канале воздухозаборника, определены коэффициенты восстановления полного давления и расхода, числа Маха в горле воздухозаборника. Выяснено влияние боковых щек и щелей слива пограничного слоя. Определено, что в конвергентном воздухозаборнике реализуются существенно более высокие степени сжатия, чем в двумерном воздухозаборнике при меньшем сопротивлении. Установлено, что на основе решения трехмерных уравнений Эйлера и пограничного слоя можно надежно предсказывать характеристики воздухозаборника на нерасчетных режимах и определять структуру течения.

### Ключевые слова

гиперзвуковой летательный аппарат, пространственный воздухозаборник, плоский воздухозаборник, щеки, газодинамика течения, пограничный слой, расчет и эксперимент

### Благодарности

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 годы (проект АААА-А17-117030610126-4)

### Для цитирования

Гольдфельд М. А., Старов А. В. Реализация течения в гиперзвуковом воздухозаборнике с пространственным сжатием // Сибирский физический журнал. 2019. Т. 14, № 1. С. 51–62. DOI 10.25205/2541-9447-2019-14-1-51-62

## Flow Realization in Hypersonic Air Inlet with Spatial Compression

M. A. Goldfeld, A. V. Starov

*Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS  
Novosibirsk, Russian Federation*

### Abstract

The results of a numerical and experimental study of a hypersonic air inlet with spatial compression and a compact cross section of the internal channel are presented. Reducing the surface area of the channel simplifies the heat protection of the air inlet and the combustion chamber. Experimental studies were carried out in a blow-down wind tunnel for Mach numbers  $M_\infty = 2-6$ . The pressure distributions on the compression surfaces and in the air inlet channel are obtained, the coefficients of the total pressure recovery and flow rate, the Mach number in the throat of the air inlet are determined. The influence of the side cheeks and of the boundary layer bleed has been found. It is determined that in a convergent air inlet significantly higher compression ratios are realized than in a two-dimensional air inlet with less drag. It was established that on the basis of solving the three-dimensional Euler equations and the boundary layer, it is possible to reliably predict the characteristics of the air inlet in off-design modes and determine the structure of the flow.

### Keywords

hypersonic aircraft, spatial air inlet, flat air inlet, cheeks, flow gas-dynamics, boundary layer, calculation and experiment

*Acknowledgements*

The research was carried out within the framework of the Program of Fundamental Scientific Research of Russian state academies of sciences in 2013–2020 (project AAAA-A17-117030610126-4)

*For citation*

Goldfeld M. A., Starov A. V. Flow Realization in Hypersonic Air Inlet with Spatial Compression. *Siberian Journal of Physics*, 2019, vol. 14, no. 1, p. 51–62. (in Russ.) DOI 10.25205/2541-9447-2019-14-1-51-62

**Введение**

По способу сжатия гиперзвуковые входные устройства можно разделить на три основные категории с учетом типа поворота потока: с внешним поворотом (осесимметричные воздухозаборники), с плоским сжатием (плоские воздухозаборники) и с внутренним поворотом к оси симметрии (осесимметричные воздухозаборники с компактным поперечным сечением горла). В отличие от первого типа в последнем случае сжатие происходит по сходящимся к центру направлениям, что позволяет получить компактную форму поперечного сечения входа в канал (камеру сгорания). В настоящее время все реализованные сверх- и гиперзвуковые входные устройства относятся к первой и второй категориям [1]. В ряде недавних проектов, таких как Falcon HTV, LAPCAT, HIFiRE, HEXAFLY, были приняты или рассмотрены воздухозаборники с компактным поперечным сечением на своих гиперзвуковых транспортных платформах [2–5]. Интерес к трехмерным конфигурациям воздухозаборников усиливается по мере того, как была доказана возможность реализации гиперзвукового полета в атмосфере и его перспективность для различных практических приложений [6].

Несмотря на то что сама идея создания воздухозаборника с компактным поперечным сечением входа была высказана достаточно давно, исследование таких устройств было крайне ограниченным и сосредоточено на обосновании применимости течения Буземанна (Busemann) для конструирования входных устройств с заданными характеристиками [7; 8]. Последующие исследования показали [9; 10], что входные устройства, построенные на основе течения Буземанна, могут иметь значительные преимущества, реализация которых позволит увеличить эффективность гиперзвуковой силовой установки и расширить ее возможности. Можно указать на следующие существенные преимущества: 1) высокая степень сжатия; 2) уменьшение длины в осевом направлении; 3) снижение поверхности смачивания; 4) уменьшение чувствительности к углу рыскания; 5) низкое сопротивление на нерасчетных режимах работы [11]. Кроме того, предполагаются потенциальные преимущества, которые могут повысить перспективность таких воздухозаборников, а именно конструирование с использованием обратных методов, т. е. при заранее известном расходе воздуха, и пригодность для компоновок с круглым сечением.

Первые исследования показали, что исходное течение Буземанна непригодно для использования при проектировании воздухозаборника ввиду большой длины участка внешнего сжатия. Поэтому начальный участок изоэнтропического сжатия заменяется клином [12], тем самым сокращая длину воздухозаборника. Расчеты показали, что характеристики ухудшаются незначительно при выборе начального угла до  $10^\circ$ , при этом достигается существенное снижение длины носовой части [13].

В диапазоне единичных чисел Рейнольдса до  $50 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$  вязкое и невязкое решения для течения Буземанна или обратного сопла существенно отличаются друг от друга. Как правило, пограничный слой формируется на передней кромке и растет под влиянием свойств передней кромки и ламинарно-турбулентного перехода. Однако из-за эффекта вытеснения пограничного слоя область сжатия изменяется, и изменяются ее свойства (геометрия) [14]. Это влияет на развитие течения в ядре потока и на развитие пограничного слоя. Этот эффект зависит от числа Рейнольдса и становится более сильным при его уменьшении. Один из подходов решения состоит в вычислении толщины вытеснения пограничного слоя. По толщине вытеснения может быть получен скорректированный контур воздухозаборника, который

обеспечит более низкое внутреннее и общее сжатие. Основная задача заключается в защите потока невязкого ядра от дополнительного сжатия пограничного слоя.

При разработке и исследовании входных устройств абсолютно необходимо учитывать реализацию запуска и возможные условия его ограничения [15]. Запуск трехмерного воздухозаборника с высокой степенью сжатия представляет не только уникальную, но и одну из самых сложных задач в применении к сжимаемому потоку [16]. Несмотря на то что исследования запуска воздухозаборников проводятся и анализируются очень широко, они относятся, за редким исключением, к плоским и осесимметричным воздухозаборникам. Было показано, что распространить полученные результаты на прогнозирование запуска трехмерных конфигураций возможно далеко не всегда [17; 18], хотя методы и подходы сохраняются. Сложность состоит в том, что при такой конфигурации воздухозаборника затрудняется боковое растекание вследствие стекания потока к центру симметрии и связанное с этим утолщение пограничного слоя на входе в горло [19]. Поэтому чрезвычайно актуальной становится проблема управления течением и сливом пограничного слоя для обеспечения реализации течения и запуска трехмерного воздухозаборника.

Цели проведенных расчетных и экспериментальных исследований состояли в получении интегральных характеристик трехмерного (конвергентного) воздухозаборника (КВЗ), их сравнении с характеристиками эквивалентного двумерного воздухозаборника и определении условий запуска КВЗ.

### Модель и условия эксперимента

Было показано [8], что с точки зрения сохранения бесрывных режимов течения предпочтительными являются углы секторной вырезки из внутреннего осесимметричного течения близкие к  $90^\circ$ , так как в этом случае облегчается сверхзвуковое растекание перед сечением входа в канал воздухозаборника. Поэтому была разработана и изготовлена модель конвергентного воздухозаборника, которая имела участок пространственного внешнего сжатия, участок внутреннего сжатия и внутренний канал трапецевидной формы поперечного сечения (рис. 1) с «вырезкой»  $90^\circ$ . Поверхность внешнего сжатия состоит из начального внутреннего конуса и контура с дополнительным искривлением для увеличения степени сжатия. Расчет построения контура был выполнен с помощью метода характеристик [11].

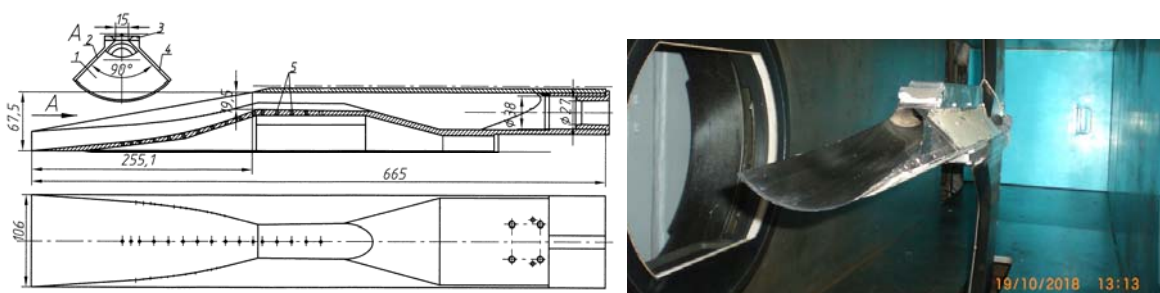


Рис. 1. Схема пространственного воздухозаборника с боковыми щеками и фото модели КВЗ без боковых щек, установленной в аэродинамической трубе Т-313: 1 – центральное тело; 2 – боковые щеки; 3 – обечайка; 4 – боковые стенки; 5 – приемники статического давления. Все размеры даны в миллиметрах

Fig. 1. Scheme of spatial inlet with side walls and photo of convergent inlet model without side walls installed in wind tunnel T-313: 1 – central body; 2 – side walls; 3 – cowling; 4 – channel aide walls; 5 – static pressure orifices. All sizes in millimeters

Для сравнения характеристик пространственного и плоского воздухозаборников на расчетном режиме был разработан эквивалентный двумерный воздухозаборник. Оба воздухозаборника имели расчетное число Маха 8 и одинаковый суммарный угол поворота потока

$\theta_k = 20^\circ$  при равной площади входа  $A_r$ . Такой двумерный воздухозаборник является эквивалентным только в смысле геометрических параметров. Для обеспечения эквивалентности по суммарной степени сжатия и числу Маха на входе в канал плоский воздухозаборник должен иметь суммарный угол поворота потока  $29,2^\circ$ . При этом оба воздухозаборника будут иметь одинаковую степень геометрического сжатия  $A_0 / A_r = 16$ . КВЗ имеет преимущество по степени сжатия при одинаковом угле поворота потока на поверхности внешнего сжатия. Это преимущество существенно возрастает при увеличении числа Маха.



Рис. 2. Фото модели плоского воздухозаборника

Fig. 2. Photo of 2D inlet model

Модель двумерного эквивалентного воздухозаборника имела 3-скачковый участок внешнего сжатия, небольшую степень внутреннего сжатия и прямоугольный внутренний канал (рис. 2). Горло модели имело щелевую форму с отношением сторон 1 : 15. Обе модели имели дискретно регулируемое горло, расходомерный канал и дроссельное устройство для изменения расхода воздуха и получения дроссельной характеристики. Была предусмотрена возможность испытания моделей с боковыми щеками (боковые стенки в области внешнего сжатия) и без них. Боковые щеки КВЗ имели продольные щели для обеспечения запуска воздухозаборника на нерасчетных режимах. Модели устанавливались в аэродинамической трубе на хвостовой державке.

В процессе испытаний проводились измерения: распределения статического давления на поверхностях сжатия, полного и статического давления в области горла, полного и статического давления на выходе звукового расходомерного сопла. По результатам этих измерений определялись коэффициенты расхода и восстановления полного давления и число Маха в горле. Во всех опытах проводилась теневая визуализация обтекания входа моделей, а для двумерной модели проводилась также теневая визуализация течения в горле и диффузоре через стекла в боковых стенках. Также проводилась сажемасляная визуализация предельных линий тока на внешних и внутренних поверхностях модели.

Испытания проводились в трубе периодического действия Т-313 ИТПМ СО РАН при числах Маха от 2 до 7 в диапазоне единичных чисел Рейнольдса от  $8,6 \times 10^6$  до  $59,6 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$ .

Расчетные исследования были основаны на решении трехмерных нестационарных уравнений Эйлера методом конечных объемов [19]. Предполагалось, что в расчетной области течение сверхзвуковое. Поверхность тела задавалась как набор сечений тела плоскостью  $X = \text{const}$ . Расчеты в сечении  $X = \text{const}$  проводились на структурированной расчетной сетке с размерностью  $N \times K$ , где  $N$  – число точек на поверхности тела,  $K$  – число расчетных слоев между поверхностью тела и внешней границей расчетной области. При расчете воздухозаборника большое значение имеет точность расчета положения головной ударной волны. Ошибки в определении положения и формы головного скачка уплотнения на нерасчетных режимах приводят к погрешности в вычислении коэффициента расхода воздухозаборника. Обычно при расчетах по маршевой схеме в качестве начальных данных на левой границе при

$X=0$  на поверхности тела параметры потока соответствуют параметрам набегающего потока, и только через несколько маршевых сечений параметры потока выходят на значения, соответствующие точному решению. Вследствие этого головной скачок уплотнения берет свое начало не на передней кромке обтекаемого тела, а на некотором расстоянии вниз по потоку от нее. Для предотвращения сдвига начальной точки головного скачка уплотнения в работе предлагается в качестве начальных данных на протяженных передних кромках тела задавать параметры потока за плоским скачком уплотнения (или сектором разрежения), исходя из местной нормали к телу и направления вектора скорости набегающего потока. Для исключения разрыва начальных данных в области угловой точки передней кромки параметры потока определялись по условиям за косым скачком или за веером волн разрежения с некоторым углом. Соответствующие углы вычислялись путем интерполяции от значений углов косоугольного скачка или веера волн разрежения на наветренной и подветренной поверхностях тела в окрестности угловой точки. В процессе установления решения по времени в области угловой точки передней кромки использовалось предположение о коничности течения. При таком методе задания начальных данных головной скачок уплотнения на расчетном режиме фокусировался на обечайке воздухозаборника, что соответствует физической картине течения.

Известно, что выбор расчетной сетки существенно влияет на точность расчетов. Одним из путей повышения точности и эффективности расчетных исследований является адаптация расчетной сетки к решению. В работе для выделения особенностей решения расчеты проводились на адаптивной к решению сетке. Алгоритм адаптации сетки к решению состоял в следующем. На первом этапе решалась задача обтекания тела на практически равномерной сетке до полного установления решения. При построении расчетной сетки внешняя граница расчетной области определялась исходя из приближенного определения формы головного скачка уплотнения. На втором этапе по найденному решению производилась перестройка сетки в каждом сечении  $X = \text{const}$  путем перемещения слоев сетки по методу, который позволяет отслеживать градиенты мониторинговой функции. После этого производилось интерполирование ранее полученного решения на новую сетку. Затем расчет повторялся. В качестве мониторинговой функции в расчетах принималось статическое давление.

### Результаты и их обсуждение

Характерная структура трехмерного обтекания поверхности внешнего сжатия конвергентного воздухозаборника показана на рис. 3. Видно, что вниз по потоку от передней кромки ударная волна изменяет форму от вогнутой на начальном участке течения до выпуклой на конечном участке. Это является следствием комбинации процессов формирования ударной волны передней кромкой, интенсивным продольным сжатием и боковым растеканием.

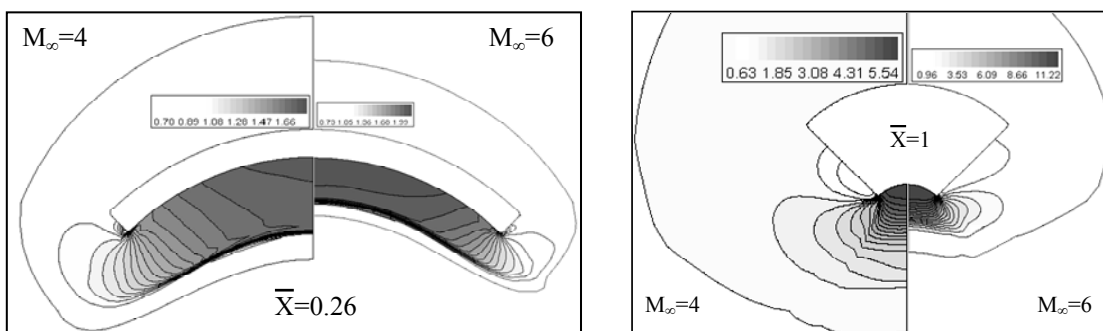


Рис. 3. Расчетное поле статического давления в двух поперечных сечениях пространственного воздухозаборника, где продольная координата обезразмерена длиной поверхности внешнего сжатия

Fig. 3. Calculated static pressure fields in two cross-section of spatial inlet. Longitudinal coordinate is dimensionless by the length of the external compression surface

Форма ударной волны вблизи передней кромки остается вогнутой во всем диапазоне чисел Маха. В конце поверхности сжатия форма ударной волны изменяется, и при  $M_\infty \geq 6$  вогнутость волны сохраняется по всей длине поверхности сжатия. Это вызвано значительным уменьшением растекания при увеличении числа Маха.

Эффективность конвергентного сжатия иллюстрирует распределение давления по длине модели для различных чисел Маха (рис. 4, а). Видно, что при увеличении числа Маха степень сжатия увеличивается, особенно при  $\bar{X} > 0,7$ . Данные при числе Маха 2 показывают, что эффект трехмерного сжатия незначителен и степень внешнего сжатия конвергентного воздухозаборника близка к двумерному течению. Это происходит вследствие интенсивного растекания через боковые грани при повышении давления вниз по потоку при одновременном уменьшении ширины поверхности сжатия. Очевидно, что такое снижение давления благоприятно с точки зрения снижения сопротивления при транс- и небольших сверхзвуковых скоростях полета.

Боковое растекание предопределяет уменьшение статического давления к боковым кромкам (рис. 4, б). Это уменьшение усиливается при снижении числа Маха. Такое влияние числа Маха обусловлено уменьшением ширины конвергентной поверхности сжатия и соответствующим усилением бокового растекания. Важной особенностью конвергентного течения сжатия является существенная неравномерность поля потока по нормали к поверхности, и она усиливается с ростом числа Маха. Эта особенность течения объясняется свойствами конвергентного течения, поскольку максимальное сжатие достигается вблизи предполагаемой оси симметрии внутреннего течения сжатия.

Приведенные данные показывают хорошее соответствие расчетных и экспериментальных результатов и подтверждают возможность использования предложенного метода расчета в рамках уравнений Эйлера для определения характеристик воздухозаборника на нерасчетных режимах.

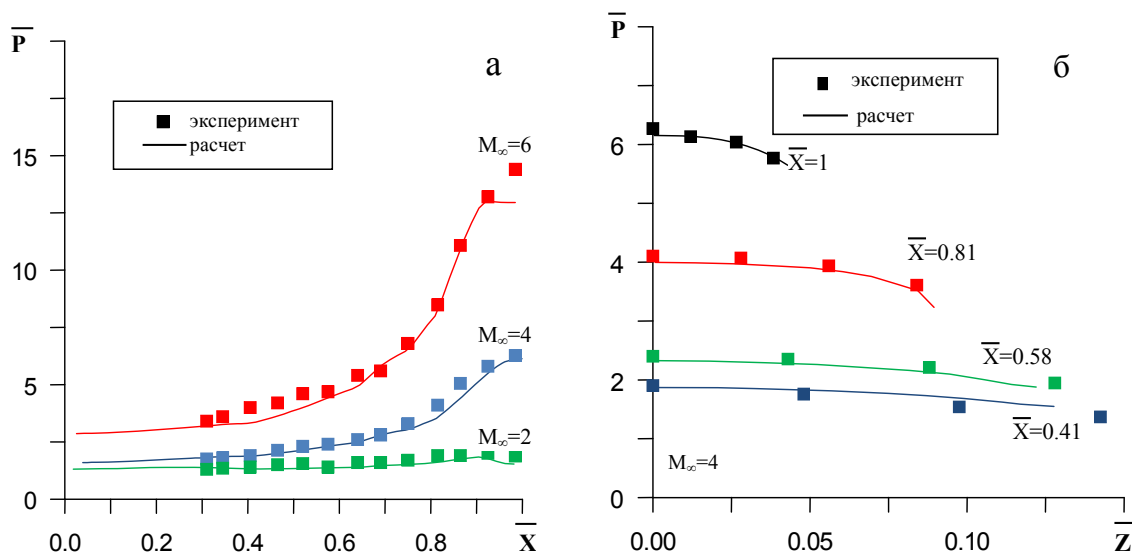


Рис. 4. Продольное (а) и поперечное (б) распределение относительного статического давления

Fig. 4. Longitudinal (a) and cross-section (b) distributions of relative static pressure

Одно из основных преимуществ конвергентных воздухозаборников состоит в возможности получения более высокой степени сжатия в сравнении с традиционными двумерными

воздухозаборниками. В качестве примера приведена степень сжатия конвергентного воздухозаборника на входе в сверхзвуковую камеру сгорания (рис. 5). Видно, что могут быть получены высокие степени сжатия, особенно значительные при числе Маха 6. Соответствующее число Маха на входе в камеру сгорания приведено на рис. 6. Очевидно, что при числах Маха более 3 может быть реализовано сверхзвуковое течение в камере сгорания, если не прилагаются специальные усилия для обеспечения дозвукового течения в камере сгорания. Определение чисел Маха на входе в камеру сгорания показали большую неравномерность поля течения, и эта неравномерность усиливается при уменьшении числа Маха.

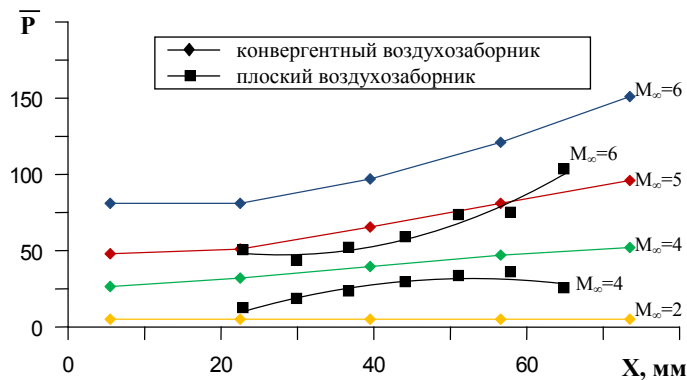


Рис. 5. Степень сжатия воздухозаборников

Fig. 5. The degree of inlet internal compression

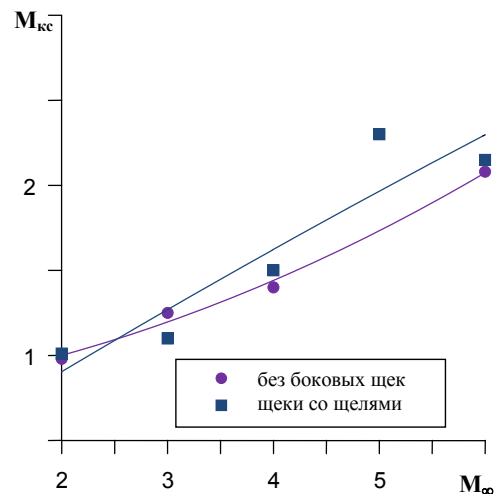


Рис. 6. Зависимость числа Маха на входе в камеру сгорания от числа Маха свободного потока

Fig. 6. Mach number at combustor entrance vs free stream Mach number

Этот результат объясняется отрывом пограничного слоя перед входом и в канале воздухозаборника. Выравнивание поля давлений и скоростей было достигнуто путем слива пограничного слоя через щели в боковых стенках. Такой способ управления пограничным слоем для конвергентного воздухозаборника оказался эффективным в отличие от двумерного воздухозаборника.

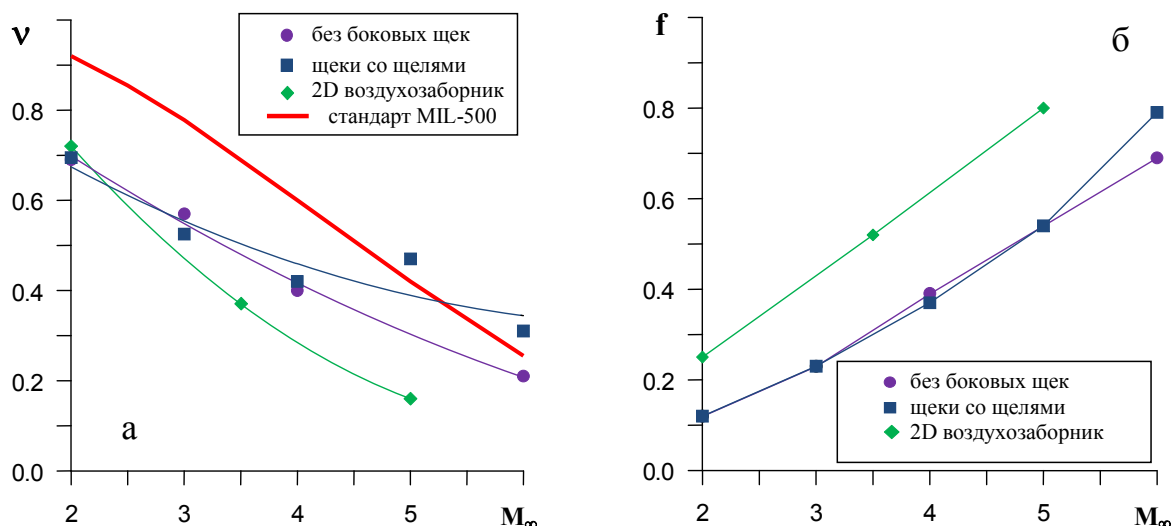


Рис. 7. Коэффициенты восстановления полного давления (а) и расхода (б)

Fig. 7. Coefficients of total pressure losses (a) and flow rate (b)

Уровень восстановления полного давления и коэффициента расхода для конвергентного воздухозаборника показаны на рис. 7. Здесь же они сравниваются с данными для двумерных воздухозаборников. Видно, что коэффициент восстановления полного давления был ниже, чем в стандарте MIL-500, но при высоких числах Маха  $M_\infty \geq 4$  был получен высокий уровень восстановления давления. Коэффициенты расхода для конвергентного воздухозаборника оказались меньше вследствие интенсивного бокового растекания.

Выше говорилось о возможности снижения волнового сопротивления на нерасчетных режимах при низких коэффициентах расхода воздуха, но при одинаковых степенях внешнего сжатия, главным образом за счет уменьшения площади поверхности внешнего сжатия в области высоких давлений. Сравнение волнового сопротивления конвергентного воздухозаборника с двумерными воздухозаборниками с одинаковыми углами поворота потока ( $\theta_k = 20^\circ$ ) и одинаковой степенью сжатия ( $\theta_k = 29,2^\circ$ ) показывают, что можно получить снижение волнового сопротивления более чем в 2 раза во всем диапазоне чисел Маха (рис. 8). Можно ожидать, что снижение уровня тепловых потоков в конвергентном течении сжатия также будет значительным.

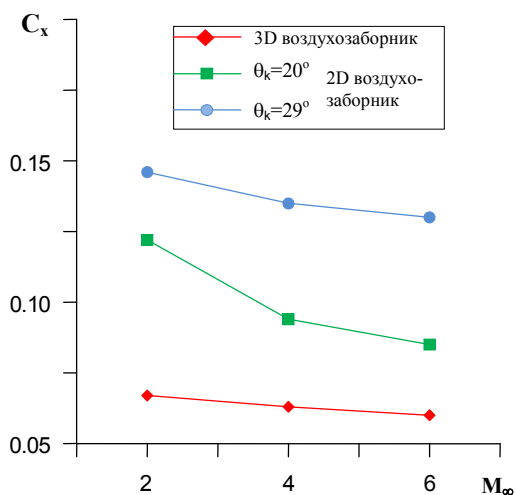


Рис. 8. Коэффициент волнового сопротивления

Fig. 8. Wave drag coefficient



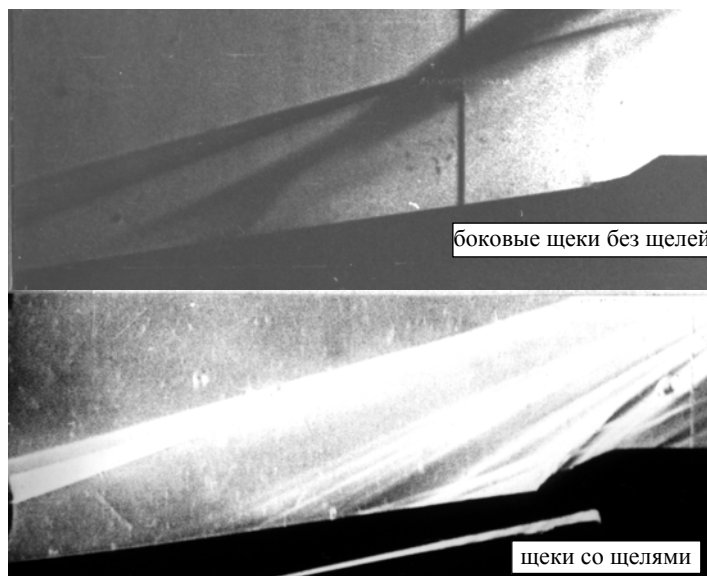


Рис. 9. Визуализация методом Теплера течения на входе конвергентного воздухозаборника при  $M_\infty = 4$

Fig. 9. Schlieren visualization of flow at convergent inlet entrance at  $M_\infty = 4$

Специфическая сужающаяся форма участка внешнего сжатия при больших градиентах давления порождает проблему запуска воздухозаборника при числах Маха меньше расчетного даже при отсутствии внутреннего сжатия. Было установлено, что при числах Маха  $M_\infty \leq 3$  конвергентный воздухозаборник с боковыми стенками не запускался даже при отсутствии внутреннего сжатия. На поверхности внешнего сжатия перед входом в канал можно было видеть прямой скачок уплотнения (рис. 9). Это вызвано незапуском полуограниченного сужающегося канала. Отход прямого скачка от входа в канал увеличивается при уменьшении числа Маха. Эффективным способом обеспечения запуска является удаление боковых стенок. Однако это приводит к снижению степени внешнего сжатия и сближению характеристик конвергентного воздухозаборника и двумерного воздухозаборника. Было установлено, что причиной незапуска воздухозаборника является утолщение пограничного слоя и его отрыв. Поэтому для слива пограничного слоя были использованы продольные щели в боковых стенках перед входом в канал (при  $\bar{X} > 0,7$ ). Их эффективность обусловлена небольшой шириной поверхности внешнего сжатия. В результате такой модификации воздухозаборник был запущен во всем диапазоне чисел Маха без существенного снижения степени сжатия. Проведенные исследования подтвердили возможность эффективного регулирования конвергентного воздухозаборника с помощью перемещения боковых стенок или изменения формы и размера щелей в них. Такой вид регулирования невозможен для традиционных двумерных воздухозаборников. Одновременно такое регулирование позволяет уменьшить неравномерность давления в канале воздухозаборника и на входе в камеру сгорания.

### Заключение

Проведены комплексные расчетно-экспериментальные исследования течения в воздухозаборнике с пространственным сжатием. Получены распределения давления на поверхностях сжатия и в канале воздухозаборника, определены коэффициенты восстановления полного давления и расхода, числа Маха в горле воздухозаборника. Установлено, что в конвергентном воздухозаборнике реализуются существенно более высокие степени сжатия, чем в дву-

мерном воздухозаборнике. Применение конвергентного воздухозаборника позволяет снизить сопротивление воздухозаборника при трансзвуковых скоростях. Эффективное регулирование конвергентного воздухозаборника достигается посредством изменения формы и размера щелей в боковых стенках или перемещения боковых стенок. На основе решения трехмерных уравнений Эйлера и пограничного слоя можно надежно предсказывать характеристики воздухозаборника на нерасчетных режимах и определять структуру течения.

### Список литературы / References

1. **Fry R. S.** A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, vol. 20, no. 1, p. 27–58.
2. **Walker S., Tang M., Hamilton B. A. Morris S., Mamplata C.** Falcon HTV-3X – A Reusable Hypersonic Test Bed. In: AIAA-Paper 2008-2544.
3. **Steelant J., Langener T., Di Matteo F. et al.** Conceptual Design of the High-Speed Propelled Experimental Flight Test Vehicle HEXAFLY. In: AIAA Paper 2015-3539.
4. **Defoort S., Varvill R., Steelant J., Walton C., Marini M.** Achievements Obtained for Sustained Hypersonic Flight within the LAPCAT-II Project. In: Proceedings of 20<sup>th</sup> International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Glasgow, Scotland, July 2015.
5. **Jackson K. R., Gruber M. R., Buccellato S.** HIFiRE Flight 2. Overview and Status Update. In: AIAA-2011-2202.
6. **Hank J. M., Murphy J. S., Mutzman R. C.** The X-51A Scramjet Engine Flight Demonstration Program. In: AIAA-Paper 2008-2540.
7. **Molder S.** Internal, axisymmetric, conical flow. *AIAA Journal*, 1967, vol. 5, no. 7, p. 1252–1255.
8. **Гутов Б. И., Затолока В. В.** Конвергентные входные диффузоры с начальным скачком уплотнения и дополнительным внешним сжатием. *Аэрофизические исследования*. Новосибирск, 1973. Вып. 2. С. 64–67.  
**Gutov B. I., Zatuloka V. V.** Convergent inlet diffusers with initial shock wave and additional external compression. *Aerophysical research*. Novosibirsk, 1973, issue 2, p. 64–67. (in Russ.)
9. **O'Brien T. F., Colville J. R.** Analytical Computation of Leading – Edge Truncation Effects on Inviscid Busemann-Inlet Performance. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, vol. 24, no. 4, p. 655–661.
10. **You Y.-C.** An Overview of the Advantages and Concerns of Hypersonic Inward Turning Inlets. In: AIAA Paper 2011-2269.
11. **Гутов Б. И., Щепановский В. А.** Газодинамическое конструирование сверхзвуковых воздухозаборников. Новосибирск: Наука, 1993. 228 с.  
**Gutov B. I., Shchepanovsky V. A.** Gas-dynamic design of supersonic air intakes. Novosibirsk, Nauka, 1993, 228 p. (in Russ.)
12. **Гутов Б. И., Затолока В. В.** Конвергентные течения и воздухозаборники, простейшие и с предельно компактным каналом // ПМТФ. 1987. № 3. С. 57–62.  
**Gutov B. I., Zatuloka V. V.** Convergent flow and simple air intakes with a limiting compact channel. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, March 1987, vol. 28, iss. 2, p. 216–221.
13. **Zuo F.-Y., Huang G.-P.** A preliminary overview analysis on the Internal Waverider Inlets for Ramjet. In: AIAA-Paper 2017-2420.

14. **Flock A. K., Gülhan A.** Viscous Effects and Truncation Effects in Axisymmetric Busemann Scramjet Intakes. *AIAA Journal*, 2016, vol. 54, no. 6, p. 1881–1891.
15. **Звегинцев В. И.** Газодинамические проблемы при работе сверхзвуковых воздухозаборников в нерасчетных условиях (обзор) // Теплофизика и аэромеханика. 2017. Т. 24, № 6. С. 829–858.  
**Zvegitssev V. I.** Gas-dynamic problems in off-design operation of supersonic inlets (*review*). *Thermophysics and Aeromechanics*, November 2017, vol. 24, iss. 6, p. 807–834.
16. **Sun B., Zhang K.-Y.** Empirical Equation for Self-Starting Limit of Supersonic Inlets. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, vol. 26, no. 4, p. 874–875.
17. **Flock A. K., Gülhan A.** Experimental Investigation of the Starting Behavior of a Three Dimensional Scramjet Intake. *AIAA Journal*, 2015, vol. 53, no. 9, p. 2686–2693.
18. **Ogawa H., Grainger A. L., Boyce R. R.** Inlet Starting of High-Contraction Axisymmetric Scramjets. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, vol. 26, no. 6, p. 1247–1258.
19. **Goldfeld M. A., Nestoulia R. V.** Numerical and Experimental Studies of 3D Hypersonic Inlets. In: Proceedings of Verification of Design Methods by Test and Analysis Conference. London, UK, 1998.

#### Список условных обозначений

- $A_0$  – площадь захватываемой струи  
 $A_T$  – площадь горла  
 $C_x$  – коэффициент сопротивления  
 $f$  – коэффициент расхода  
 $M_{кк}$  – число Маха на входе камеры сгорания  
 $M_\infty$  – число Маха невозмущенного потока  
 $\bar{P}$  – относительное статическое давление, обезразмеренное статическим давлением в невозмущенном потоке  
 $X$  – продольная координата ( $X = 0$  на передней кромке поверхности сжатия)  
 $\bar{X}$  – относительная продольная координата, обезразмеренная расстоянием от кромки поверхности сжатия до кромки обечайки  
 $\bar{Z}$  – относительная поперечная координата, обезразмеренная расстоянием от кромки поверхности сжатия до кромки обечайки  
 $\theta_k$  – суммарный угол поворота потока в воздухозаборнике  
 $v$  – коэффициент восстановления полного давления  
2D – двумерный воздухозаборник  
3D – трехмерный (пространственный) воздухозаборник

Материал поступил в редколлегию  
Received  
10.12.2018

**Сведения об авторах / Information about the Authors**

**Гольдфельд Марат Абрамович**, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, лаборатория № 13, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (ул. Институтская, 4/3, Новосибирск, 630090, Россия)

**Marat A. Goldfeld**, Candidate of Science (Techniques), Senior Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk 630090, Russian Federation)

gold@itam.nsc.ru

**Старов Алексей Валентинович**, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, лаборатория № 13, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (ул. Институтская, 4/3, Новосибирск, 630090, Россия)

**Aleksey V. Starov**, Candidate of Science (Techniques), Senior Researcher, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk 630090, Russian Federation)

starov@itam.nsc.ru