

УДК 533.6.011.55

© 2002 г. Ю.П. ГУНЬКО, И.И. МАЖУЛЬ, Р.Д. РАХИМОВ,  
А.М. ХАРИТОНОВ

## ОСОБЕННОСТИ БОКОВОГО РАСТЕКАНИЯ ДЛЯ КОНВЕРГЕНТНОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКА, ИНТЕГРИРОВАННОГО С НОСОВОЙ КОНВЕРГЕНТНОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ СЖАТИЯ

Представлены результаты расчетных и экспериментальных исследований модельной конфигурации гиперзвукового летательного аппарата, реализующей принцип конвергентного сжатия всей струи, захватываемой воздухозаборником в набегающем потоке. В диапазоне числа Маха набегающего потока  $M_\infty = 2-6$  исследовано внешнее обтекание конвергентного воздухозаборника, интегрированного с поперечно-вогнутой носовой поверхностью сжатия. Показаны особенности структуры течения около воздухозаборника с боковыми щечками различной длины, определено влияние ограничения бокового растекания потока около клина внешнего сжатия на расходные характеристики воздухозаборника. Численные расчеты обтекания выполнены в рамках модели невязкого газа с использованием TVD-схем высокого порядка аппроксимации, проведено сравнение расчетных и экспериментальных данных.

*Ключевые слова:* воздухозаборник, гиперзвуковой аппарат, численный расчет, невязкое обтекание, экспериментальное исследование.

При разработках перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов с воздушно-реактивными двигателями представляют интерес конфигурации, обеспечивающие более высокую тягово-аэродинамическую эффективность аппарата в целом по сравнению с традиционными. Такие возможности могут обеспечить, в частности, конфигурации, использующие принцип конвергентности сжатия сверхзвуковой струи, захватываемой воздухозаборником, по сходящимся в пространстве направлениям.

Известным примером, использующим такого рода сжатие потока, являются разработанные в ИТПМ СО РАН конвергентные воздухозаборники [1] на основе осесимметричных сверхзвуковых течений во внутренних каналах или путем комбинирования плоских течений. Одним из преимуществ конвергентных воздухозаборников является то, что они позволяют получить более высокую степень повышения давления по сравнению с известными "традиционными" плоскими воздухозаборниками при одних и тех же углах наклона поверхностей сжатия.

Дальнейшим развитием использования принципа конвергентного сжатия струи, захватываемой воздухозаборником, являются несущие конфигурации со стреловидными поперечно-вогнутыми поверхностями [2-5], при больших сверхзвуковых скоростях формирующие трехмерные, также конвергентные течения сжатия со сходящимися линиями тока. Поперечно-вогнутые поверхности приспособлены для компоновки с ними одного из наиболее привлекательных классов конвергентных воздухозаборников, конструируемых на основе секторных вырезов из осесимметричных течений сжатия [1, 6]. Эти воздухозаборники имеют поперечно-вогнутую форму поверхности клина внешнего сжатия и их можно назвать лотковыми.

Конфигурации с носовыми поперечно-вогнутыми поверхностями сжатия в компоновке с лотковыми воздухозаборниками позволяют в полной мере реализовывать принцип конвергентности сжатия всей струи, захватываемой в набегающем потоке и

проходящей через двигатель. Исходя из указанных выше предпосылок, в [7–9] была разработана и исследована такая интегрированная модельная конфигурация гиперзвукового летательного аппарата. Численно и экспериментально изучены свойства обтекания носовой части совместно с конвергентным воздухозаборником.

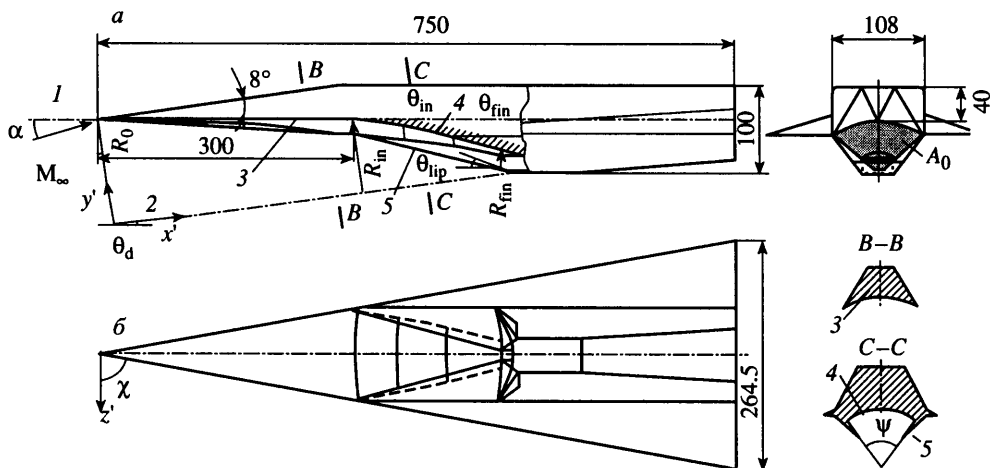
Особенностью конвергентных воздухозаборников является также то, что они по построению обладают ограниченными характеристиками запуска по сравнению, например, с плоскими воздухозаборниками внешнего сжатия. Это показано, в частности, при исследованиях изолированных конвергентных воздухозаборников [10]. Вопросы обеспечения эффективного запуска для них остаются практически не исследованными. Поэтому одним из возможных путей улучшения свойств их запуска может быть организация бокового растекания потока перед входом в канал, например, путем установки более коротких боковых щек на клине внешнего сжатия. Естественно, это должно приводить к изменению структуры обтекания и расходных характеристик. По-видимому, представляют интерес более детальные исследования эффектов бокового растекания для конвергентных воздухозаборников, особенно с учетом их установки в системе летательного аппарата.

Данное исследование посвящено анализу на основе расчетных и экспериментальных данных эффектов бокового растекания на клине внешнего сжатия конвергентного воздухозаборника в зависимости от формы боковых щек. Рассматриваются как структура течения около воздухозаборника, так и суммарный эффект бокового растекания, приводящий к изменению расхода воздуха, захватываемого в невозмущенном набегающем потоке. Продолжается анализ особенностей обтекания конфигурации гиперзвукового летательного аппарата с конвергентным воздухозаборником, интегрированным с поперечно-вогнутой поверхностью сжатия носовой части [7–9, 11, 12].

**1. Геометрия модельной конфигурации.** Общий вид исследуемой конфигурации гиперзвукового летательного аппарата с лотковым конвергентным воздухозаборником и система координат показаны на фиг. 1. Поверхность сжатия носовой части является поверхностью вращения с уменьшающимся по длине радиусом ( $R_{in} < R_0$ ). Она представляет собой треугольную вырезку из усеченного кругового конуса с вершиной, обращенной вниз по потоку, и углом полураствора  $\theta_d = 7.5^\circ$  при вершине, ось конуса 2 наклонена к строительной оси 1 модели на угол  $\theta_d$ . Поверхность лотка клина внешнего сжатия 4 воздухозаборника является поверхностью вращения с начальным радиусом  $R_{in}$ , конечным радиусом  $R_{fin}$  и осью 2, совпадающей с осью носовой поверхности сжатия. Продольный профиль клина сжатия включает начальный участок с прямолинейной образующей, последующий участок изоэнтропического сжатия и замыкающий участок с прямолинейной образующей перед входом в канал воздухозаборника. Начальный угол клина  $\theta_{in}$  равен  $7.5^\circ$ , конечный  $\theta_{fin} = 15^\circ$ .

В поперечном направлении поперечно-вогнутый лоток сжатия с углом сектора  $\psi = 75^\circ$  (сечение С–С, фиг. 1) для исходного варианта модели ограничен боковыми щеками 5, начинающимися от передней кромки воздухозаборника. Эти щеки практически полностью ограничивают боковое растекание за скачком, образующимся на клине внешнего сжатия воздухозаборника. Рассмотрен также вариант воздухозаборника с короткими щеками, ограничивающими только участок клина внешнего сжатия с прямолинейной образующей перед входом. Заметим, что все щеки имели прямолинейные стреловидные передние кромки. Кроме того, реализован вариант воздухозаборника без боковых щек. Обечайка воздухозаборника имеет угол поднутрения  $\theta_{lip} = 15^\circ$ , а ее передняя кромка образована дугой окружности в сечении входа в канал.

Рассматриваемая модельная конфигурация в целом имеет треугольную форму в плане со стреловидностью передних кромок  $\chi = 80^\circ$  и следующие основные геометрические параметры: площадь конфигурации в плане  $S_{p1} = 0.0992 \text{ м}^2$ ; относительная лобовая площадь воздухозаборника  $A_0/S_{p1} = 0.034$ , где  $A_0 = 0.003373 \text{ м}^2$ ; относительные площади поперечных сечений входа и горла воздухозаборника  $A_{en}/A_0 =$



Фиг. 1. Общий вид модельной конфигурации гиперзвукового летательного аппарата: 1 – продольная ось конфигурации, 2 – ось для построения носовой поверхности сжатия и воздухозаборника, 3 – поверхность сжатия носовой части, 4 – вогнутый клин внешнего сжатия воздухозаборника, 5 – боковые щеки клина внешнего сжатия

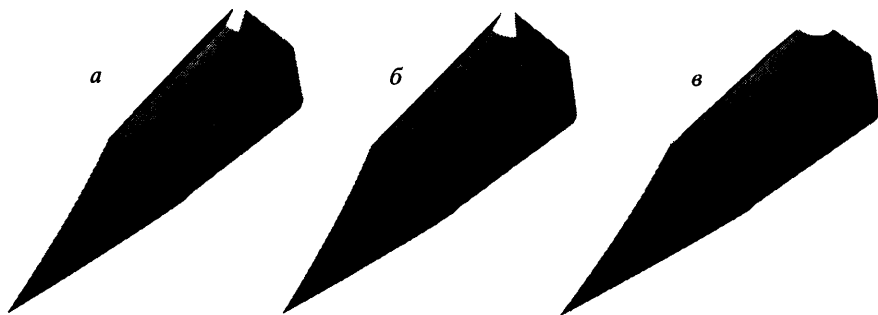
$= 0.121$  и  $A_{th}/A_0 = 0.123$ . Длина носовой поверхности сжатия от носка модели до передней кромки воздухозаборника  $L_{in} = 0.3$  м, длина воздухозаборника от передней кромки до сечения входа  $L_{en} = 0.242$  м.

**2. Метод расчета и условия экспериментов.** Для расчета обтекания рассматриваемой конфигурации численно решались уравнения Эйлера для трехмерных стационарных сверхзвуковых течений методом конечных объемов с применением явной схемы TVD 3-го порядка аппроксимации. При исследуемых параметрах набегающего потока до сечения входа в канал воздухозаборника реализуется чисто сверхзвуковое течение, что делает возможным применение маршевого подхода. Интегрирование вдоль маршевого направления выполнялось с помощью сохраняющих монотонность решения явных схем Рунге – Кутты. Таким образом, для расчета использована схема сквозного счета течений со скачками уплотнения без введения искусственной вязкости. Ввиду сложной геометрии исследуемой конфигурации реализован численный алгоритм с построением многоблочной расчетной сетки. Число блоков сетки равнялось 4, число расчетных ячеек задавалось в диапазоне  $(20-30) \cdot 10^3$  в зависимости от числа Маха набегающего потока  $M_\infty$ . Детали используемого численного алгоритма описаны в [8, 13]. В расчетах принята система координат  $x', y', z'$  с осью  $x'$ , являющейся общей при построении носовой поверхности сжатия и воздухозаборника.

Общий вид конфигураций носовой части с различными вариантами воздухозаборника – с полными и короткими щеками, а также без них, используемой в численных расчетах, представлен на фиг. 2. Проведен ряд расчетов указанных конфигураций до сечения входа в канал воздухозаборника в диапазоне числа Маха  $M_\infty = 2-6$  и угла атаки  $\alpha = 0-7.5^\circ$ .

Экспериментальные исследования проведены в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-313 [14] в основном при числах  $M_\infty = 2.03, 4.05$  и  $6.06$ , числах Рейнольдса  $Re_l = 27.7 \cdot 10^6, 53 \cdot 10^6$  и  $17.7 \cdot 10^6$  1/м, значениях скоростного напора  $q_\infty = 7.1 \cdot 10^4, 7.5 \cdot 10^4$  и  $1.2 \cdot 10^4$  Н/м<sup>2</sup> соответственно и температуре торможения в форкамере аэродинамической трубы  $T_0 \approx 286$  К. Условия испытаний обеспечивали турбулентный режим пограничного слоя на носовой поверхности сжатия перед воздухозаборником во всем исследованном диапазоне числа Маха.

В экспериментах производилось измерение распределения давления на поверхно-

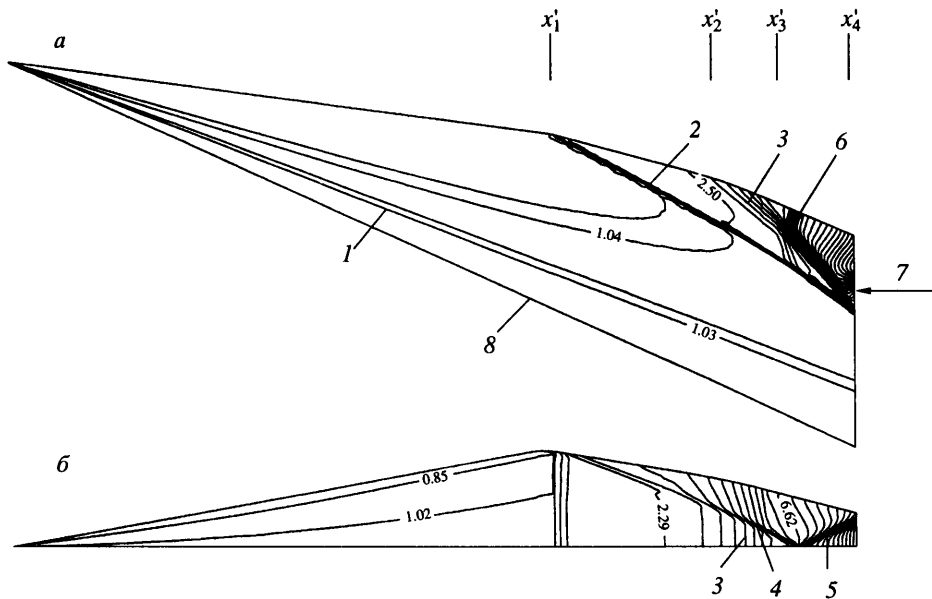


Фиг. 2. Носовая часть конфигурации с различными вариантами воздухозаборника: *а* – с полными щеками, *б* – с короткими щеками, *в* – без боковых щек

стях сжатия носовой части и воздухозаборника. Максимальная среднеквадратичная погрешность определения давления, включающая инструментальную и случайную составляющие и нормированная к статическому давлению набегающего потока, для диапазона измерений 0–100 Па может быть оценена величинами  $\sigma_p/p_\infty = 0.15$  и  $0.66$  при  $M_\infty = 4$  и  $6$ . В испытаниях рассматриваемых моделей при  $M_\infty = 2$  и  $4$  указанные погрешности малы в сравнении с измеренными величинами относительного давления  $p' = p/p_\infty$ , при  $M_\infty = 6$  они существенны. На выходе из протока мотогондолы с помощью мерного сопла и гребенки приемников полного давления измерены параметры струи, по которым определен коэффициент расхода  $f = A_\infty/A_0$ , где  $A_\infty$  – площадь струи, захватываемой воздухозаборником в невозмущенном набегающем потоке. Погрешность определения расходных характеристик воздухозаборника для принятой схемы измерений не превышает 4% [15].

**3. Структура течения.** Примеры полученных расчетных данных для числа  $M_\infty = 4$  и угла атаки  $\alpha = 0$ , позволяющие выявить основные особенности структуры течения для рассматриваемых вариантов воздухозаборника, приводятся на фиг. 3–5 соответственно для конфигурации с полными щеками, с короткими щеками и конфигурации без боковых щек. Представлены изобары в плоскости симметрии и на поверхностях сжатия при виде в плане. Здесь же отмечены некоторые характерные сечения воздухозаборника, а именно:  $x_1 = x'_1/L' = 0.64$  – относительная координата передней кромки воздухозаборника,  $x_2 = 0.77$  – начало изоэнтропического участка,  $x_3 = 0.89$  – конец изоэнтропического участка,  $x_4 = 1$  – сечение входа воздухозаборника. Здесь  $L' = 462.6$  мм – длина конфигурации от носка до сечения входа в канал воздухозаборника в системе координат  $x', y', z'$ . Заметим, что фиг. 3–6 имеют общую нумерацию газодинамических разрывов.

Из анализа особенностей течения около конфигурации с полными боковыми щеками на клине внешнего сжатия воздухозаборника (фиг. 3) можно выделить следующие основные газодинамические структуры. Это поперечно-выпуклый скачок уплотнения 1, возникающий под носовой поверхностью сжатия, поперечно-вогнутый скачок уплотнения 2, формируемый клином внешнего сжатия, изоэнтропическая волна сжатия 3, образующаяся на криволинейном участке клина воздухозаборника. Характерной особенностью течения являются также внутренние боковые скачки уплотнения 4, исходящие от угловых точек передней кромки воздухозаборника и направленные к плоскости симметрии. Они являются скользящими по отношению к поверхности клина сжатия. Их возникновение связано, во-первых, с тем, что по построению воздухозаборника нормали внутренних граней боковых щек имеют наклон около  $6^\circ$  по отношению к продольной оси конфигурации. Во-вторых, поток на носовой поверхности сжатия перед воздухозаборником не является плоскопараллельным. Угол наклона к плоскости симметрии вектора скорости этого потока, по мере удаления от



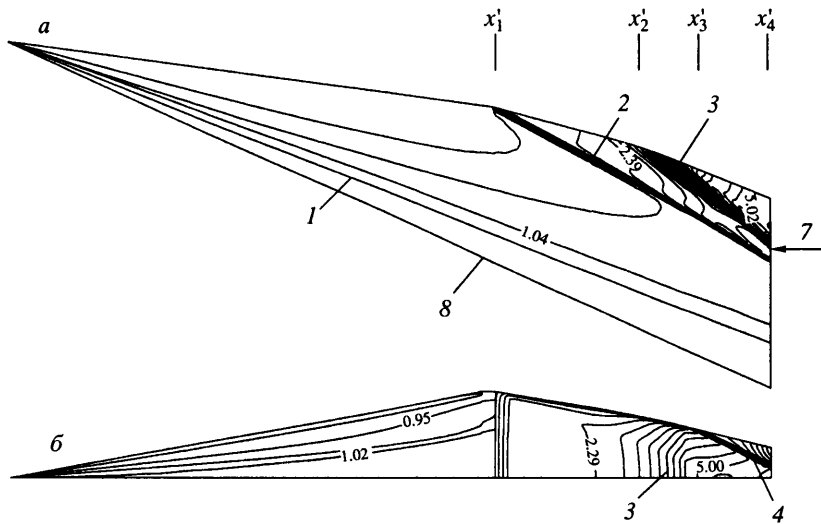
Фиг. 3. Изобары в плоскости симметрии (а) и на поверхности сжатия (б) при виде в плане для конфигурации с полными боковыми щеками: 1 – носовой скачок уплотнения, 2 – скачок уплотнения от клина внешнего сжатия воздухозаборника, 3 – изоэнтропическая волна сжатия, 4 – боковой скачок уплотнения, 5 – отраженный боковой скачок уплотнения, 6 – пересечение боковых скачков в плоскости симметрии, 7 – положение передней кромки обечайки воздухозаборника, 8 – граница расчетной области

нее в поперечном направлении, увеличивается и, по данным численного расчета, для  $M_\infty = 4$ ,  $\alpha = 5^\circ$  достигает около  $3.5^\circ$  вблизи боковых вершин передней кромки и щек воздухозаборника, т.е. местный поток набегаёт на боковые щеки под углом атаки.

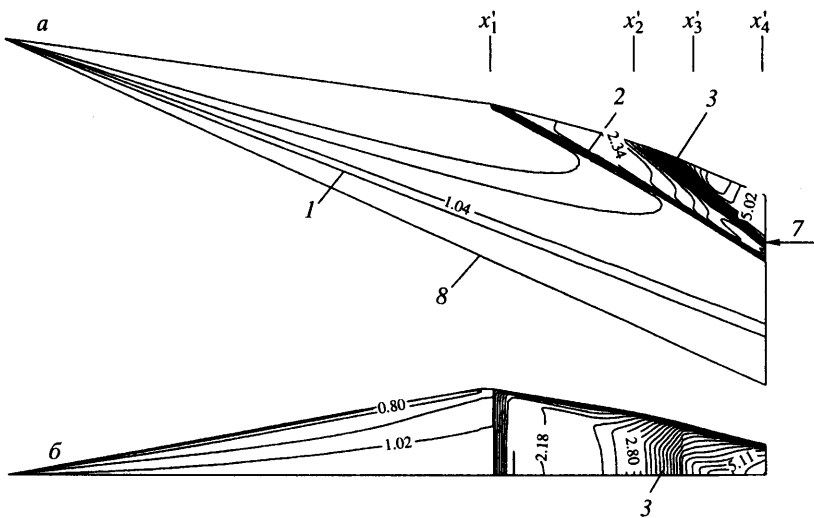
Боковые скачки уплотнения 4 взаимодействуют друг с другом в плоскости симметрии, линия из пересечения 6 также видна на фиг. 3. Это сопровождается возникновением боковых, отраженных от плоскости симметрии скачков уплотнения 5. В зависимости от исходных параметров набегающего потока отраженные скачки уплотнения 5 могут или непосредственно попадать на вход воздухозаборника, или же они падают на поверхность боковых щек перед входом. В последнем случае на входе воздухозаборника наблюдаются уже вторичные боковые скачки уплотнения, отраженные от щек. Таким образом, боковые скачки от щек существенным образом влияют на характер распределения параметров потока в сечении входа воздухозаборника. Для рассматриваемого примера  $M_\infty = 4$  и  $\alpha = 0$  эти отраженные скачки падают на боковые щеки непосредственно перед входом в канал воздухозаборника, а вторичные, отраженные от щек, выходят за последнее сечение области расчета.

Течение около конфигурации с короткими щеками в целом характеризуется теми же основными особенностями, что и для конфигурации с полными щеками. В частности, здесь также возникают внутренние скользящие боковые скачки уплотнения 4, исходящие от вершин передней кромки щек (фиг. 4). Однако они не пересекаются в плоскости симметрии, а непосредственно попадают в канал воздухозаборника. Волна сжатия 3 от изоэнтропического участка не взаимодействует со скачками 4 и также падает на внутреннюю поверхность обечайки воздухозаборника. При обтекании конфигурации без боковых щек боковые скачки не образуются (фиг. 5).

Сопоставление картин изобар на поверхности сжатия воздухозаборника при виде в плане (фиг. 3, б, 4, б, 5, б) показывает, что для всех трех рассмотренных вариантов



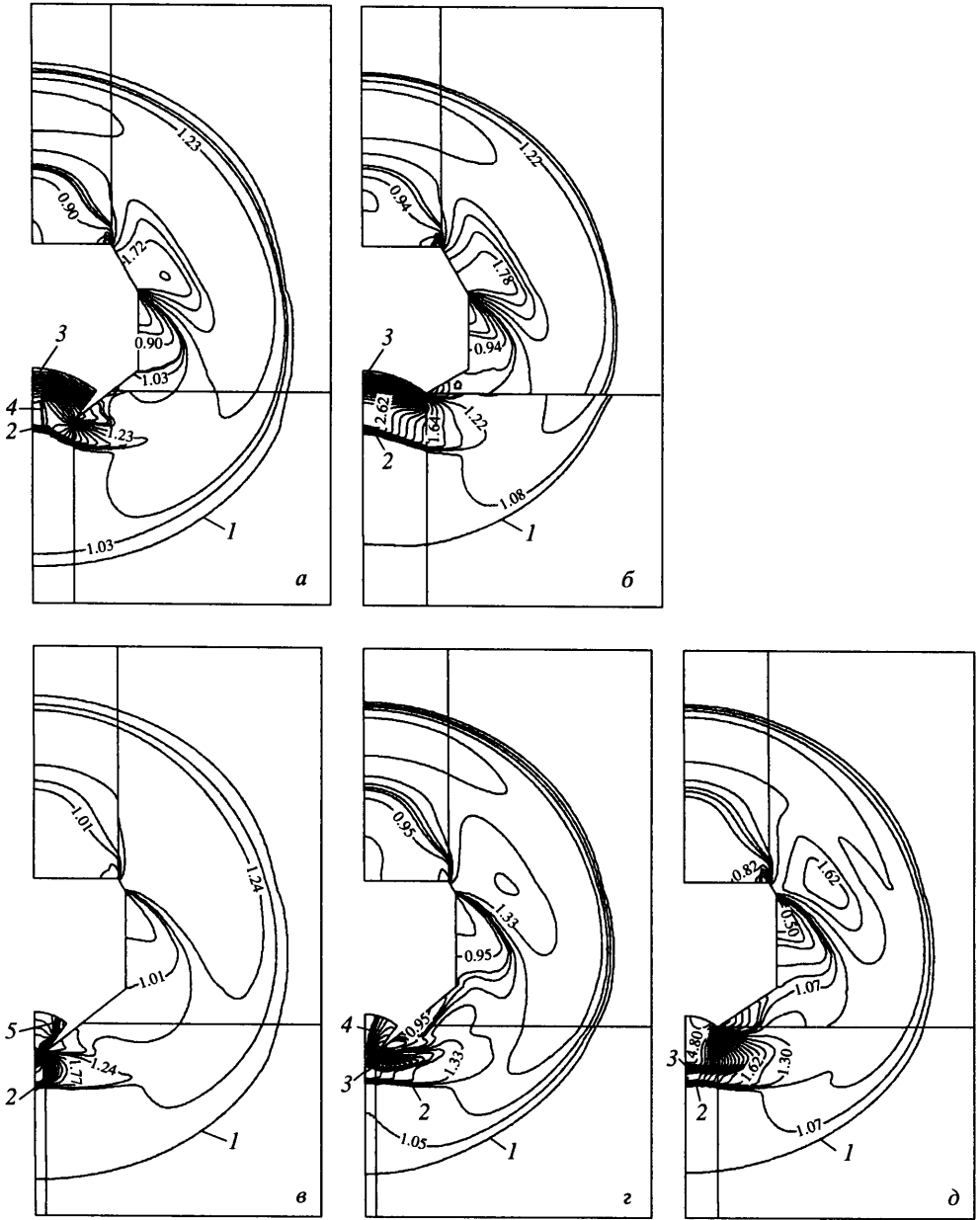
Фиг. 4. Изобары в плоскости симметрии (а) и на поверхности сжатия (б) при виде в плане для конфигурации с короткими боковыми щеками, обозначения, как на фиг. 3



Фиг. 5. Изобары в плоскости симметрии (а) и на поверхности сжатия (б) при виде в плане для конфигурации без боковых щек, обозначения, как на фиг. 3

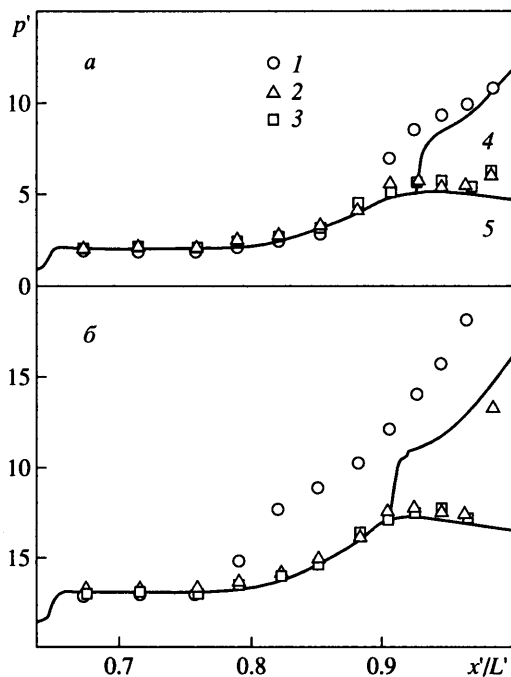
можно выделить области с практически постоянными распределениями давления в поперечном направлении. Эти области заключены между передней кромкой воздухозаборника и скачками уплотнения 4 для конфигурации с полными щеками или начальными линиями Маха волн расширения, исходящими от вершин передней кромки воздухозаборников с короткими щеками или без них. Эти волны проявляются по характерным изломам поперечных изобар на клине сжатия, их возникновение связано с концевым эффектом поперечного растекания вдоль боковых кромок участка клина сжатия без боковых щек. В отмеченной области характер течения не зависит от наличия или отсутствия щек. Вне ее на изоэнтропическом участке для варианта с полными щеками имеет место возрастание давления к боковым кромкам и, наоборот, уменьшение давления при коротких щеках или без них.

Эффекты влияния боковых щек на структуру потока более наглядно демонстри-



Фиг. 6. Изобары в поперечных сечениях воздухозаборника: *а, б* – конец изоэнтропического участка сжатия; *в – д* – сечение входа в канал воздухозаборника; *а, в* – конфигурация с полными боковыми щеками; *б, г* – с короткими щеками; *д* – без щек

руются на фиг. 6, *а, б*, где представлены картины изобар в поперечном сечении  $x_3 = 0.89$ , соответствующем концу изоэнтропического участка клина сжатия воздухозаборника. Структура потока в конце этого участка для конфигурации с короткими щеками или без них (фиг. 6, *б*) существенным образом различается по сравнению с вариантом с полными щеками (фиг. 6, *а*). Так, в последнем случае четко выделяется внутренний скачок уплотнения 4 от боковых щек и его взаимодействие со скачком 2 от клина сжатия, в результате чего образуется искривленный поперечно-выпуклый



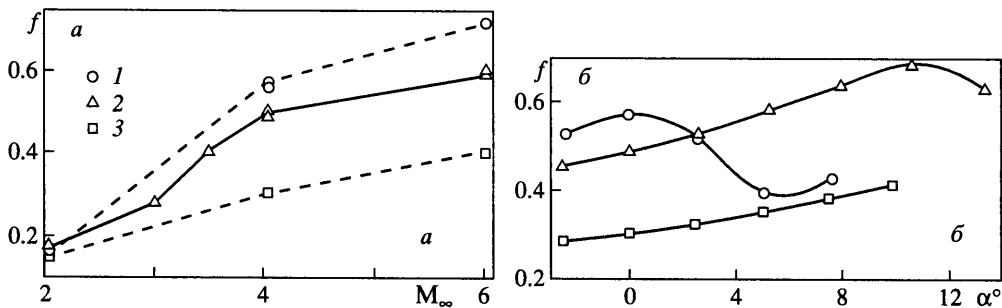
Фиг. 7. Распределение давления  $p' = p/p_\infty$  в плоскости симметрии воздухозаборника при  $M_\infty = 4$ : а, б -  $\alpha = 0, 5^\circ$ ; 1-3 - эксперименты для воздухозаборников с полными щеками, с короткими щеками и без щек; 4, 5 - расчет

скачок уплотнения. За скачком 4 видно сгущение изобар к поверхности тела и к угловой точке боковых щек, давление на поверхности возрастает в поперечном направлении. Для варианта с неполными щеками или без них наблюдается поперечно-вогнутый скачок уплотнения 2, а течение около боковых кромок характеризуется интенсивной волной разрежения. Область влияния боковых кромок в данном случае распространяется практически на все поперечное сечение и приводит к уменьшению давления по направлению к кромкам.

О характере течения в сечении входа воздухозаборника можно судить по картинам изобар, представленным на фиг. 6, в, г, д. В случае полных боковых щек взаимодействие скачка уплотнения 5, волны сжатия 3 и скачка 2 приводит к образованию сложной структуры течения. Для конфигурации без боковых щек в сечении входа наблюдаются волна сжатия 3 и скачок уплотнения 2 от клина сжатия, который из поперечно-вогнутого превращается в почти плоский. Около боковых кромок происходит интенсивное поперечное перетекание потока.

Отмеченные особенности течения определяют характер распределений давления вдоль поверхности сжатия в плоскости симметрии. Эти распределения расчетных и экспериментальных данных представлены на фиг. 7. Для конфигурации с короткими щеками или без них наблюдается существенно более низкий уровень давления на входе, при  $\alpha = 0$  примерно в 2 раза меньший по сравнению с вариантом с полными щеками. Это обусловлено эффектами бокового растекания, когда возмущения, исходящие от вершин передней кромки воздухозаборника, достигают плоскости симметрии в конце изоэнтропического участка сжатия. Ниже по потоку уровень давления практически не повышается, причем, поскольку для воздухозаборника с короткими щеками внутренние скачки уплотнения 4 при  $\alpha = 0-5^\circ$  не пересекаются в плоскости симметрии, характер продольного распределения давления здесь практически совпадает с вариантом конфигурации без щек.





Фиг. 8. Коэффициент расхода воздухозаборника  $f$ :  $a - \alpha = 0$ ;  $b - M_\infty = 4$ ; 1 – воздухозаборник с полными щеками, 2 – с короткими щеками, 3 – без щек

Расчетное и экспериментальное распределения давления в плоскости симметрии для воздухозаборников с короткими щеками или без щек в основном хорошо согласуются между собой. Однако для варианта воздухозаборника с короткими боковыми щеками следует отметить их различие непосредственно в сечении входа при  $\alpha = 5^\circ$  (фиг. 7, б). Это обусловлено тем, что скользящие боковые скачки уплотнения 4 от щек при взаимодействии с пограничным слоем вызывают его косо́й отрыв. Возникающие при этом отрывные скачки пересекаются и взаимодействуют непосредственно перед входом, что приводит к повышению давления в сечении входа. Заметим, что, по данным оптической и саже-масляной визуализации течения, воздухозаборник при этом является запущенным.

В случае полных боковых щек при  $\alpha = 0$ , после пересечения скачков уплотнения 4 в плоскости симметрии, по расчетным данным возникает резкое повышение давления. В эксперименте это повышение имеет пологий характер, что, по-видимому, можно объяснить эффектами взаимодействия скачков уплотнения с пограничным слоем. Угол атаки  $\alpha = 5^\circ$ , по данным [7–9], соответствует режимам обтекания с незапуском воздухозаборника и образованием выбитой головной волны. На участке изоэнтропического сжатия возникает сложный поперечно-пространственный отрыв пограничного слоя, что приводит к более интенсивному росту давления по сравнению с расчетными данными. Вследствие этого при  $x > 0.77$  наблюдается их существенное расхождение (фиг. 7, б).

**4. Коэффициент расхода.** Интегральные эффекты бокового растекания на изменение коэффициента расхода, связанные с использованием боковых щек различной длины, исследуются по экспериментальным данным, полученным в диапазоне числа Маха  $M_\infty = 2$ –6 и представленным на фиг. 8.

При  $M_\infty = 2$  (фиг. 8, а) для всех вариантов воздухозаборника наблюдаются близкие значения коэффициента расхода, практически не изменяющиеся с увеличением угла атаки. При  $M_\infty = 4$  и 6 и  $\alpha = 0$ , как и можно было ожидать, наибольший коэффициент расхода получен для воздухозаборника с полными щеками, наименьший – для варианта без щек. Так, при  $M_\infty = 6$  возрастание расхода составляет около 47 и 78% при установке коротких и полных боковых щек соответственно по сравнению с вариантом без боковых щек. Для  $M_\infty = 4$  это приращение составляет около 63 и 88%.

При  $M_\infty = 4$  для воздухозаборника с полными щеками коэффициент расхода начинает уменьшаться уже при углах атаки  $\alpha > 0$  и приближается к значениям для варианта без боковых щек (фиг. 8, б). Для воздухозаборника с короткими щеками коэффициент расхода возрастает до  $\alpha \approx 11^\circ$ , а затем также начинает уменьшаться. При  $M_\infty = 6$  и  $\alpha = 0$  (фиг. 8, а) коэффициент расхода воздухозаборника с полными щеками больше по сравнению с короткими щеками, но при  $\alpha \approx 5^\circ$  величины их коэффициентов расхода также становятся практически одинаковыми. Результаты саже-масляной визуализации обтекания поверхностей сжатия и оптической визуализации

зации течения в канале воздухозаборника в области горла [7] показывают, что для воздухозаборника с полными щеками как при  $M_\infty = 4$ , так и 6 с увеличением  $\alpha$  происходит перестройка течения на входе во внутренний канал. При  $\alpha = 0$  реализуется режим запуска воздухозаборника со сверхзвуковым втеканием в канал, и перед сечением входа нет поперечного отрыва пограничного слоя. Однако, как отмечалось выше, при  $\alpha \approx 5^\circ$  происходит нарушение режима запуска с образованием выбитой головной волны, вызывающей сложный поперечный отрыв пограничного слоя уже на участке изоэнтропического сжатия с образованием двух симметричных торнадо-образных вихрей [7, 11].

Для вариантов воздухозаборника с короткими щеками и без них при  $M_\infty = 4$  и 6 режимы запуска реализуются во всем исследованном диапазоне углов атаки, кроме  $\alpha > 11^\circ$  при  $M_\infty = 4$  для варианта с короткими щеками. С уменьшением числа  $M_\infty < 4$  происходит перестройка течения на входе в канал воздухозаборника. Так, саже-масляная визуализация показала, что при  $M_\infty = 2$  и  $\alpha = 0$  для воздухозаборника с полными щеками наблюдается течение с выбитой головной волной и образованием обширной отрывной зоны пограничного слоя на изоэнтропическом участке клина сжатия, т.е. воздухозаборник является незапущенным. Коэффициент расхода при этом падает до значений  $f = 0.15-0.17$ , имеющих место для воздухозаборника без боковых щек. Отметим, что воздухозаборник с короткими щеками был испытан также при  $M_\infty = 3$  и 3.5. Эти данные показывают, что при  $\alpha = 0$  воздухозаборник запускается при некотором числе Маха в интервале  $3 < M_\infty < 3.5$ , что следует также из характера изменения коэффициента расхода в зависимости от  $M_\infty$  (фиг. 8, а).

Отмеченные выше изменения коэффициента расхода при различных вариантах ограничения бокового растекания существенно выше наблюдаемых для близкой по параметрам модельной конфигурации летательного аппарата с плоским трехскачковым воздухозаборником [16], где они не превышали 1.2–2.8% при  $M_\infty = 4$  и 6. Малая эффективность боковых щек при  $M_\infty = 4-6$  имела место также для плоских воздухозаборников, изолированных или расположенных под треугольным крылом [17–19].

Как было показано выше, для конвергентного воздухозаборника с короткими щеками или без них влияние возмущений от боковых кромок распространяется на значительную часть поверхности и происходит существенное снижение степени внешнего сжатия. В результате нарушается "эффект" конвергентности течения в целом, который следует из принципа построения воздухозаборника и по существу может быть реализован только для конфигурации с полными щеками. Как уже отмечено, для испытанного варианта воздухозаборника с полными щеками имеется дополнительный эффект сжатия потока и соответственно увеличения коэффициента расхода вследствие возникновения боковых скачков уплотнения. Все это объясняет большее влияние изменения формы боковых щек на характеристики конвергентного воздухозаборника по сравнению с плоским. В то же время следует отметить, что полные боковые щеки имеют высокую эффективность только на режимах запуска в области малых углов атаки. С увеличением углов атаки реализуются режимы незапуска и характеристики воздухозаборника существенно ухудшаются. Испытанный вариант воздухозаборника с короткими щеками имеет удовлетворительные характеристики запуска, однако его коэффициент расхода ниже по сравнению с полными щеками примерно на 40 и 28.5% при  $M_\infty = 6$  и 4 соответственно. Анализ полученных данных дает основание полагать, что для воздухозаборника с конвергентной поперечно-вогнутой поверхностью внешнего сжатия может быть найдена конфигурация боковых щек, обеспечивающая приемлемые характеристики запуска при умеренном снижении коэффициента расхода в некотором диапазоне числа Маха набегающего потока.

**Заключение.** Расчетные и экспериментальные исследования обтекания конвергентного воздухозаборника, установленного под стреловидной поперечно-вогнутой поверхностью сжатия носовой части модельной конфигурации гиперзвукового лета-

тельного аппарата, позволили изучить основные особенности структуры течения и расходных характеристик, связанные с ограничением бокового растекания щекami различной длины на клине внешнего сжатия. Существенными при этом являются особенности, обусловленные возникновением внутренних скачков уплотнения, индуцируемых боковыми щекami. Несмотря на то что реальное обтекание модели осложнено вязкостными эффектами, проведенные сравнения расчетных и экспериментальных данных продемонстрировали хорошее соответствие распределений давления на поверхностях сжатия воздухозаборника в области течения без отрывов пограничного слоя.

Получены данные, характеризующие условия ограниченного запуска исследованного воздухозаборника в варианте с полными боковыми щекami. Определено уменьшение степени сжатия потока в сечении входа и коэффициента расхода в целом для воздухозаборника с короткими щекami и без них. Различие коэффициента расхода для воздухозаборника без щек по сравнению с вариантом с полными щекami существенно выше аналогичных величин, наблюдавшихся для близкого по параметрам летательного аппарата с плоским воздухозаборником. Данные по влиянию бокового растекания показывают, что для воздухозаборника с конвергентной поперечно-вогнутой поверхностью клина внешнего сжатия может быть определена форма боковых щек, обеспечивающая приемлемые характеристики запуска при умеренном снижении коэффициента расхода в заданном диапазоне числа Маха набегающего потока. Исследования в этом направлении целесообразно продолжить.

Работа выполнена в Институте теоретической и прикладной механики СО РАН при финансовой поддержке Франко-русского центра по прикладной математике и информатике им. А.М. Ляпунова.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Щепановский В.А., Гутов Б.И. Газодинамическое конструирование сверхзвуковых воздухозаборников. Новосибирск: Наука, 1993. 227 с.
2. Гунько Ю.П., Маркелов Г.Н., Шашкин А.П. Газодинамическое конструирование волнолетов с конвергентными поверхностями сжатия и воздухозаборниками // Сиб. физ.-техн. журн. 1993. Вып. 4. С. 47–55.
3. Гунько Ю.П. Газодинамическое конструирование аэродинамических конфигураций с конвергентными поверхностями сжатия и воздухозаборниками // Математическое моделирование, аэродинамика и газовая динамика. Новосибирск: Изд-е Ин-та теорет. и прикл. механики СО АН СССР, 1995. С. 133–142.
4. Гунько Ю.П. Аэродинамические компоновки гиперзвуковых воздушно-реактивных летательных аппаратов с конвергентными воздухозаборниками // Техника воздушного флота. 1996. Т. 70. № 5–6. С. 63–71.
5. Гунько Ю.П., Мажуль И.И., Рахимов Р.Д. Численное исследование сверхзвукового обтекания несущих тел с поверхностями сжатия различной формы // Теплофизика и аэромеханика. 2000. № 1. С. 13–24.
6. Гутов Б.И., Затолюка В.В. Конвергентные входные диффузоры с начальным скачком и дополнительным внешним сжатием // Аэрофизические исследования. Новосибирск: Изд-е Ин-та теорет. и прикл. механики СО АН СССР, 1973. Вып. 2. С. 64–66.
7. Goonko Yu.P., Kharitonov A.M., Kudryavtsev A.N. et al. Aerodynamics of a convergent inlet integrated with a forebody convergent-compression surface // Proc. Intern. Conf. Methods of Aerophysical Research (ICMAR'2000). Novosibirsk; Tomsk: Publ. House Siberian Branch RAS, 2000. P. 1. P. 110–115.
8. Goonko Yu.P., Kharitonov A.M., Kudryavtsev A.N. et al. Euler simulations of the flow over a hypersonic convergent inlet integrated with a forebody compression surface // Europ. Congr. Computational Methods in Applied Science and Engineering. Barcelona, 2000. CD-Rom Proceedings.
9. Goonko Yu.P., Kudryavtsev A.N., Mazhul I.I. et al. Some comparison of flows around hypersonic aircraft whose forebodies are integrated with two-dimensional and three-dimensional-convergent inlets // Proc. Intern. Conf. Methods of Aerophysical Research (ICMAR'2000). Novosibirsk; Tomsk: Publ. House Siberian Branch RAS, 2000. P. 1. P. 104–109.

10. Гольдфельд М.А. Экспериментальные исследования пространственных воздухозаборников для больших сверхзвуковых скоростей полета. Препринт № 13. Новосибирск: Изд-е Ин-та теорет. и прикл. механики СО РАН, 1992. 56 с.
11. Гунько Ю.П., Кудрявцев А.Н., Мажуль И.И. и др. О газодинамике конвергентного воздухозаборника, интегрированного с носовой поверхностью сжатия // Изв. РАН. МЖГ. 2001. № 2. С. 157–169.
12. Гунько Ю.П., Кудрявцев А.Н., Мажуль И.И. и др. Некоторые особенности обтекания плоского и трехмерного конвергентного воздухозаборников в системе гиперзвукового летательного аппарата // Теплофизика и аэромеханика. 2001. № 1. С. 27–40.
13. Kudryavtsev A.N., Rakhimov R.D. A marching procedure of numerical solution of two-dimensional and three-dimensional steady Euler equations using shock-capturing schemes // Proc. Intern. Conf. Methods of Aerophysical Research (ICMAR'1998). Novosibirsk, 1998. P. 1. P. 117–122.
14. Волонихин И.И., Григорьев В.Д., Демьяненко В.С. и др. Сверхзвуковая аэродинамическая труба Т-313 // Аэрофизические исследования. Новосибирск: Изд-е Ин-та теорет и прикл. механики СО АН СССР, 1972. С. 8–11.
15. Гунько Ю.П. Экспериментальное сравнение методик определения пневмометрическими способами суммарного расхода струй сверхзвуковых неравномерных потоков. Препринт № 2. Новосибирск: Изд-е Ин-та теорет. и прикл. механики СО АН СССР, 1981. 21 с.
16. Gounko Yu.P., Mazhul I.I. Some hypersonic inlet/airplane interactions // Proc. Intern. Conf. Methods of Aerophysical Research (ICMAR'2000). Novosibirsk; Tomsk: Publ. House Siberian Branch RAS, 2000. P. 1. P. 98–103.
17. Босняков С.М., Старухин В.П., Чевагин А.Ф. Влияние пространственности обтекания и пограничного слоя крыла на характеристики подкрыльевого плоского воздухозаборника // Учен. зап. ЦАГИ. 1994. Т. 25. № 1–2. С. 67–76.
18. Босняков С.М., Ремеев Н.Х. Исследование пространственного обтекания плоского воздухозаборника с боковыми щеками сверхзвуковым потоком газа // Учен. зап. ЦАГИ. 1980. Т. 11. № 5. С. 40–46.
19. Босняков С.М., Быкова С.А., Ремеев Н.Х. Исследование пространственного обтекания и аэродинамических характеристик плоских воздухозаборников с различной формой входа и размерами боковых щек // Учен. зап. ЦАГИ. 1983. Т. 14. № 3. С. 107–113.

Новосибирск  
E-mail:Gounko@itam.nsc.ru

Поступила в редакцию  
9.IV.2001