

УДК 533.601.155: 532.526.5

## **Сверхзвуковое обтекание клиньев сжатия различной стреловидности, установленных на поверхности предварительного сжатия**

**Ю.П. Гунько, И.И. Мажуль**

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

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

Представлены результаты численного моделирования обтекания конфигураций, состоящих из двух смежных клиньев со стреловидными передними кромками, расположенных на поверхности предварительного сжатия. Рассмотрено обтекание клиньев сжатия с различной стреловидностью передних кромок: нулевой ( $\chi = 0$ ), прямой ( $\chi > 0$ ) и обратной ( $\chi < 0$ ). Стреловидные клинья отклоняют сжимаемые ими потоки либо в стороны, противоположные от плоскости симметрии конфигурации ( $\chi > 0$ ), либо навстречу друг другу ( $\chi < 0$ ). Расчеты выполнены на основе осредненных уравнений Навье–Стокса и SST  $k-\omega$  модели турбулентности при числе Маха набегающего потока  $M = 6$ . Анализируется различие структуры обтекания, которая включает, в частности, квазиконические трехмерные отрывы турбулентного пограничного слоя на клине предварительного сжатия, индуцируемые скачками уплотнения, формируемыми стреловидными клиньями. Представлены характеристики бокового растекания потока на клиньях сжатия различной стреловидности.

**Ключевые слова:** стреловидные клинья сжатия, сверхзвуковые скорости, скачки уплотнения, трехмерный отрыв пограничного слоя, боковое растекание потока.

### **Введение**

В проектах гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) большое распространение получили так называемые «плоские» воздухозаборники внешнего сжатия, характеристики которых к настоящему времени достаточно исследованы. Успешным итогом разработок ГЛА с плоским воздухозаборником на данном этапе можно считать создание в США беспилотного малоразмерного экспериментального летательного аппарата X-43A в рамках программы «Нурег-X», задачей которой являлась демонстрация достижений в области разработки прямоточных воздушно-реактивных двигателей и связанных с ними технологий непосредственно в реальном полете. В полетах X-43A в 2004 г. были достигнуты числа Маха  $\approx 7$  и  $\approx 10$ .

Одним из факторов, приводящих к ухудшению расходных характеристик плоских воздухозаборников на нерасчетных режимах, является их конечная ширина. При этом возникает сложное пространственное течение, которое сопровождается поперечным перетеканием потока на клиньях сжатия воздухозаборника. Для уменьшения этих потерь, как правило, используются боковые щеки различной конфигурации, ограничивающие боковое растекание потока. Эффекты трехмерности течения исследовались как отдельно на клиньях сжатия конечной ширины (см., например, [1–4]), так и на плоских воздухозаборниках в целом [5–8].

Важным моментом при обтекании клиньев сжатия является взаимодействие скачков уплотнения с пограничным слоем, сопровождающееся отрывом потока. Явления взаимодействия отличаются значительной сложностью, особенно в случае трехмерных течений. Взаимодействие скачков уплотнения с пограничным слоем представляет большой интерес и в практических приложениях. Например, такого рода явления имеют место при обтекании различных элементов летательных аппаратов, особенно в местах их сопряжения. Имеется множество работ, в которых исследуются отрывные течения, связанные с двумерным или трехмерным взаимодействием скачков уплотнения и пограничного слоя на различных телах. Обзор как экспериментальных, так и численных исследований таких течений представлен в работе [9]. Заметим, что имеющиеся работы посвящены, как правило, исследованиям одиночных клиньев сжатия, обтекание системы смежных клиньев является практически не изученным.

Настоящая работа является продолжением ранее начатых исследований [10, 11]. Она посвящена изучению обтекания системы двух смежных клиньев со стреловидными передними кромками, расположенными на поверхности предварительного сжатия. Проведенное исследование позволяет выявить основные особенности течений на клиньях сжатия, имеющих противоположные стреловидности передних кромок и отклоняющие сжимаемый поток в разных направлениях.

### 1. Исследуемые конфигурации и условия расчета

Общий вид рассматриваемых конфигураций показан на рис. 1. Клинья сжатия расположены на плоской поверхности  $AB'CBA$ , наклоненной к направлению невозмущенного набегающего потока под углом  $\theta_1 = 5^\circ$ . Сами клинья имеют стреловидность передних кромок:  $\chi = 0$  (рис. 1а),  $\chi = 55^\circ$  (рис. 1б) и  $\chi = -55^\circ$  (рис. 1с). Во всех случаях угол наклона относительно поверхности предварительного сжатия в плоскости, перпендикулярной их передней кромке, равен  $10^\circ$ . Угол наклона  $\theta_2$  стреловидных клиньев в плоскости  $xOy$  относительно оси  $x$  равен  $15^\circ$  при  $\chi = 0$  и  $20,3^\circ$  при  $\chi \neq 0$ . Ширина клина предварительного сжатия и рассматриваемых конфигураций составляет  $b = 1,6$  м. Передняя кромка ( $BB'$ ) нестреловидного клина расположена на расстоянии  $x = 2$  м от передней кромки конфигурации. Передние точки стреловидных клиньев, точка  $C$  в плоскости симметрии для клиньев с  $\chi = 55^\circ$  и боковые точки  $B$  и  $B'$  для клиньев с  $\chi = -55^\circ$  расположены на расстоянии  $x = 2,21$  м от передней кромки конфигурации. Соответственно боковые точки  $B$  и  $B'$  для клиньев с  $\chi = 55^\circ$  и точка  $C$  в плоскости симметрии для клиньев с  $\chi = -55^\circ$  удалены от передней кромки конфигурации на расстояние  $x = 3,35$  м.

Остальные необходимые размеры рассматриваемых конфигураций определялись из построения на их основе гипотетического трехмерного воздухозаборника, рассчитанного на число Маха набегающего потока  $M = 6$ . Предполагалось, что течение невязкое, а поверхность предварительного сжатия  $A'B'CBA$  и сами клинья  $CBEH$  и  $CB'E'H$  формируют плоские скачки уплотнения. Скачки от стреловидных клиньев, исходящие от их передних кромок  $BC$  и  $B'C$ , пересекаются со скачком, исходящим от передней кромки  $AA'$  поверхности предварительного сжатия, вдоль линий  $DG-D'G$  ( $\chi = 0$ ),  $FG-F'G$  ( $\chi = 55^\circ$ ) и  $DF-D'F$  ( $\chi = -55^\circ$ ). Точки  $D$  и  $D'$  расположены в плоскостях, параллельных плоскости симметрии и проходящих вдоль боковых кромок конфигурации. Передние кромки обечайки гипотетического воздухозаборника образуются линиями пересечения плоскости, параллельной поверхности предварительного сжатия и проходящей через точки  $D$  и  $D'$ , с плоскостями скачков от стреловидных клиньев. Получаемые таким образом передние кромки обечайки  $GD$  и  $GD'$  параллельны передним кромкам  $BC$  и  $B'C$  стреловидных клиньев и пересекаются в плоскости симметрии в точке  $G$ .

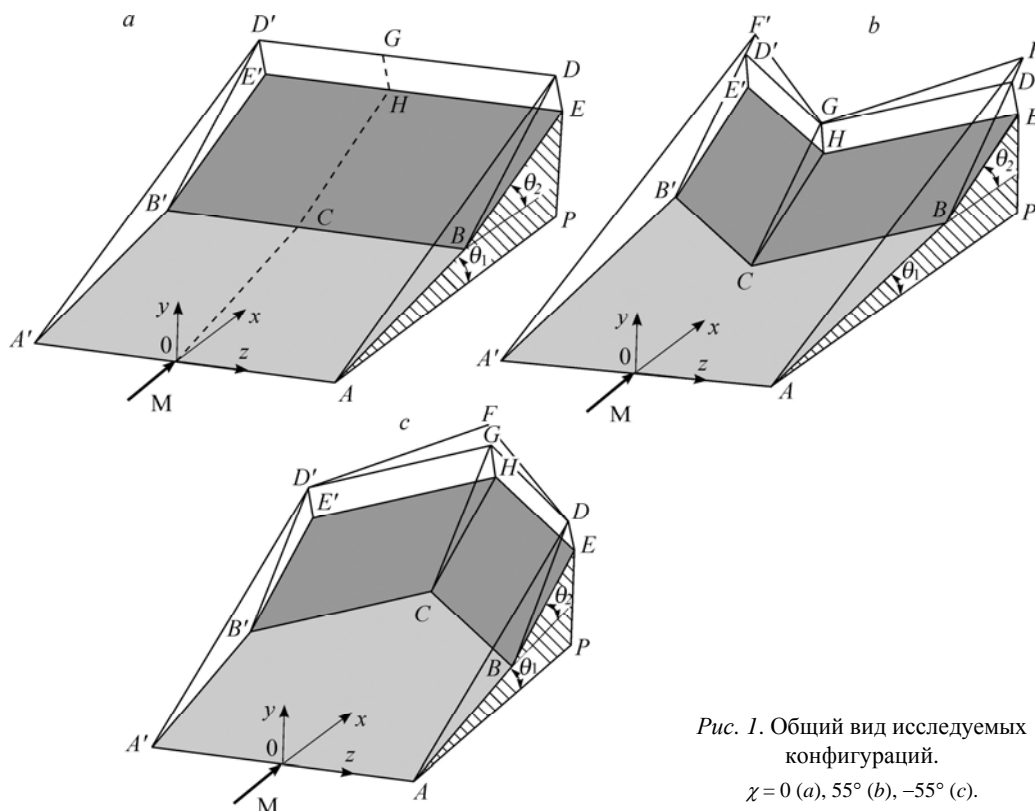


Рис. 1. Общий вид исследуемых конфигураций.  
 $\chi = 0$  (a),  $55^\circ$  (b),  $-55^\circ$  (c).

Сечения входа во внутренний канал гипотетического воздухозаборника образуются плоскостями, проходящими через передние кромки обечайки перпендикулярно поверхностям стреловидных клиньев, — это сечения  $HGDE$  и  $HGD'E'$ . Линии  $HE$  и  $HE'$  этих сечений на поверхностях стреловидных клиньев принимались за концевые кромки рассматриваемой конфигурации. Боковые поверхности конфигурации ограничены вертикальными плоскостями, параллельными направлению невозмущенного набегающего потока.

Были получены оценки параметров потока на поверхностях рассматриваемых конфигураций для невязкого течения с плоскими скачками уплотнения, и давление за этими скачками сопоставлялось с критическим давлением для поперечного или косою отрыва турбулентного пограничного слоя в предположении, что по нормали к передней кромке клина справедливы условия двумерного отрыва [12]. Согласно оценкам, при  $\chi = 0$  должно иметь место безотрывное течение, при  $\chi \neq 0$  — с образованием отрывных зон вдоль передних кромок клиньев сжатия.

Из построения конфигураций при принятых предположениях следует, что так называемый расчетный режим (когда все плоские скачки пересекаются на передней кромке обечайки) имеет место только при  $\chi = 0$ . Для случаев  $\chi \neq 0$  через переднюю кромку обечайки проходит только скачок уплотнения от клиньев сжатия, скачки от поверхности предварительного сжатия проходят выше нее. В этом случае имеется лишь одна общая точка пересечения скачков и передней кромки: при  $\chi = 55^\circ$  — это точка  $G$ , при  $\chi = -55^\circ$  — точка  $D$ .

Численные расчеты в настоящем исследовании проводились с использованием пакета программ FLUENT. Для верификации расчетного алгоритма применительно к задаче обтекания стреловидных клиньев сжатия предварительно были выполнены

тестовые расчеты обтекания одиночного стреловидного клина сжатия, установленного на плоской пластине, экспериментальные исследования которого представлены в работе [13]. Рассматривался стреловидный клин сжатия шириной  $b = 0,15$  м с углом стреловидности передней кромки  $\chi = 30^\circ$  и углом  $\delta = 16^\circ$  в продольной плоскости, установленный на пластине (рис. 2) и обтекаемый потоком с числами Маха  $M = 2,95$  и Рейнольдса  $Re_1 = 63 \times 10^6$  1/м. Естественный переход пограничного слоя на пластине происходил примерно на расстоянии 0,02 м от ее передней кромки. В тестовых расчетах течение полагалось полностью турбулентным и использовались две модели турбулентности — Спаларта–Аллмареса и SST  $k-\omega$ .

Сопоставление расчетных и экспериментальных данных по распределению давления в окрестности отрывной зоны пограничного слоя приведено на рис. 2. Относительное давление  $\bar{p} = p/p_\infty$ , где  $p_\infty$  — давление в набегающем потоке, представлено в зависимости от расстояния  $\Delta x$ , отсчитываемого в продольном направлении от передней кромки клина. Нанесены также оценки уровня относительного давления  $\bar{p} = 2,99$  на клине сжатия, полученные по точным соотношениям для косоугольного скачка уплотнения по нормали к передней кромке клина. Можно отметить, что обе используемые модели турбулентности не совсем точно отображают влияние отрывной зоны вверх по потоку, однако модель SST  $k-\omega$  дает более надежное распределение давления в отрывной зоне в целом. Как видно, расчетные и экспериментальные данные в конце клина сжатия практически совпадают с полученными оценками. Обе модели турбулентности, аналогично экспериментальным данным, показывают, что начиная с некоторого положения по размаху, наблюдается цилиндрический характер отрывной зоны, характерный для малых углов стреловидности передних кромок клина [13, 14].

Численное исследование обтекания смежных клиньев сжатия различной стреловидности проведено при помощи пакета программ FLUENT с решением осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса и использованием SST  $k-\omega$  модели турбулентности. Рассчитывалась полная конфигурация с двумя стреловидными клиньями, симметрично расположенными на единой поверхности предварительного сжатия. Отметим, что симметрия течения относительно вертикальной плоскости  $xOy$  была получена в численных расчетах, и в дальнейшем параметры течения будут представлены в ряде случаев только для одной (правой) половины конфигурации.

Вниз по потоку расчетная область течения ограничена сечениями  $HGDE$  и  $HGD'E'$  и по высоте продолжена на величину  $0,4 \times HG$ . Кроме того, для надлежащей оценки эффектов бокового растекания ширина расчетной области принята больше ширины конфигурации в 1,4 раза. В качестве граничных условий на входе задавались параметры набегающего потока, на выходных границах расчетной области — начальные статическое давление и температура торможения, на стенках — условия прилипания. Использовалась гексаэдрическая расчетная сетка со сгущением к телу, что позволило обеспечить значение параметра  $y^+ < 1$  и количество

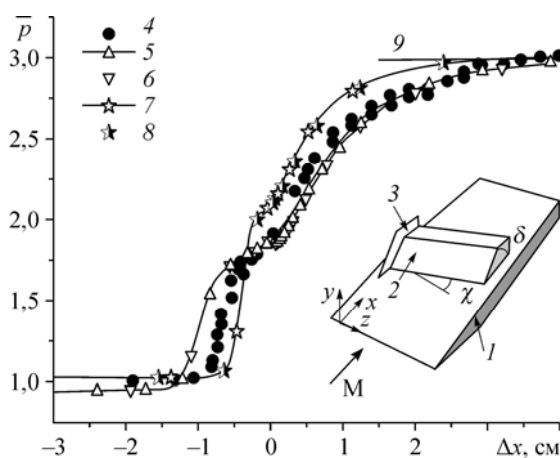


Рис. 2. Сопоставление расчетных и экспериментальных данных.

1 — пластина, 2 — клин, 3 — боковая шайба, 4 — эксперимент, 5 — SST  $k-\omega$  (число итерации  $n = 64500$ ), 6 — SST  $k-\omega$  ( $n = 40500$ ), 7 — модель Спаларта–Аллмареса ( $n = 36000$ ), 8 — модель Спаларта–Аллмареса ( $n = 46000$ ), 9 — точное решение для клина.

ячеек поперек пограничного слоя в диапазоне 50–80. Общее число узлов расчетной сетки составляло порядка  $4,2 \times 10^6$ . Расчеты проведены для параметров набегающего потока, соответствующих  $M = 6$  и скоростному напору  $q = 5,1 \cdot 10^4$  Па, что обеспечивает значение  $Re_l = 3,9 \times 10^6$  1/м.

## 2. Общая картина течения

Структура обтекания рассматриваемых конфигураций с парными стреловидными клиньями сжатия иллюстрируется на рис. 3 для  $\chi = 55^\circ$  и рис. 4 для  $\chi = -55^\circ$ . В частности, на рис. 3а и 4а показаны картины предельных поверхностных линий тока, построенных по полю векторов поверхностного напряжения трения, а на рис. 3б–д и 4б–с — картины течения, полученные по распределению изолиний плотности (изохор) для ряда поперечных сечений  $x = \text{const}$ , положение которых отмечено на рисунках.

Течение на поверхностях предварительного сжатия 4 имеет одинаковый характер для всех обсуждаемых конфигураций. Оно характеризуется растеканием потока в стороны вблизи боковых кромок и его перетеканием на боковые поверхности 5, что приводит к образованию здесь продольных вихревых зон 8 (рис. 3б). В зоне возмущений от боковых кромок наблюдается также искривление скачка уплотнения 7, формируемого поверхностью предварительного сжатия.

Скачки уплотнения 10, формируемые стреловидными клиньями сжатия, приводят к трехмерному отрыву пограничного слоя на поверхности предварительного сжатия. Это видно на рис. 3а и 4а по наличию линий стекания 2 (линий отрыва) и растекания 3 (линий присоединения). Эти линии являются стреловидными и отрывы можно назвать «косыми» в отличие от поперечного отрыва, характерного для двумерных течений. Отрывные зоны пограничного слоя в обоих случаях имеют конический характер, который наблюдается при больших углах стреловидности клиньев сжатия [13, 14].

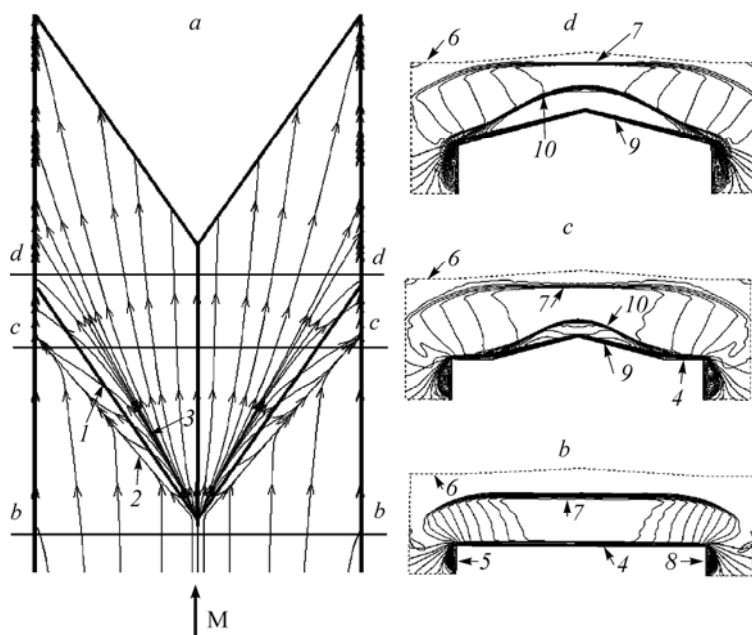


Рис. 3. Картина течения около конфигурации с прямой стреловидностью передних кромок клиньев сжатия.

а — вид в плане, б–д — поперечные сечения при  $x = 2, 1, 3$  и  $3,42$  м; 1 — передние кромки клиньев, 2 — линия стекания, 3 — линия растекания, 4 — поверхность предварительного сжатия, 5 — боковые поверхности, 6 — граница расчетной области, 7 — скачок уплотнения от поверхности предварительного сжатия, 8 — вихревые области на боковых поверхностях, 9 — клинья сжатия, 10 — скачки уплотнения от клиньев сжатия.