

УДК 533.601.155

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ АЭРОДИНАМИКИ ВОЛНОЛЕТОВ, ПОСТРОЕННЫХ НА ОСНОВЕ КОНИЧЕСКИХ И ПЛОСКИХ ТЕЧЕНИЙ

И.И. МАЖУЛЬ

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

Проведен сравнительный анализ аэрогазодинамики волнолетов, построенных на основе двух различных типов течений, а именно — осесимметричных конических течений и течений за двумерными плоскими скачками уплотнения. Рассмотрены суммарные аэродинамические характеристики конфигурации с различными видами поперечных контуров нижней поверхности, и проводится сопоставление оптимальных по аэродинамическому качеству “конических” и эквивалентных им “плоских” волнолетов. На основе численного решения уравнений Эйлера исследуются особенности газодинамической структуры на нерасчетных режимах обтекания при числах Маха, как больших, так и меньших расчетного. Полученные данные относятся к диапазону чисел Маха набегающего потока $M_\infty = 4-10$.

Построение волнолетов основано на применении известных решений задач обтекания для газодинамического конструирования поверхностей несущих тел. На расчетном режиме, при котором производится построение, поверхности тела совпадают с поверхностями тока заданного исходного течения.

Исследования показывают, что волнолеты обладают рядом достоинств, притягательных с точки зрения перспективных аппаратов, предназначенных для больших сверхзвуковых скоростей полета. В частности, рассматриваются возможности их использования в качестве основы аппаратов с прямоточным воздушно-реактивным двигателем. При разработке таких аппаратов исключительное значение имеет возможность эффективной интеграции планера и силовой установки. Это может приводить к некоторым дополнительным требованиям, которые не согласуются с требованиями оптимальных величин аэродинамического качества.

Имеются многочисленные исследования волнолетов, построенных с использованием известных течений за плоскими скачками уплотнения, коническими скачками около круговых и эллиптических конусов, степенными скачками уплотнения и некоторых других. Однако вопрос о выборе того или другого течения для получения конфигураций, реализующих оптимальным образом заданные требования, остается открытым. Для этого требуется проведение широких сравнительных исследований волнолетов, построенных на основе различных исходных течений. В то же время такого рода исследования крайне ограничены. В частности, сопоставление волнолетов, построенных с использованием различных осесимметричных течений — около кругового конуса и степенных тел с показателем степени $\frac{3}{4}$ и $\frac{1}{2}$ — представлено в [1]. Получено, что волнолеты на основе течений около степенных тел имеют несколько большее аэродинамическое качество.

Кроме того, при построении волнолетов, удовлетворяющих заданным требованиям (например, максимуму аэродинамического качества), существенным является выбор поверхности тока в исходном поле потока. Как правило, при описании поверхности используется определенный вид функции. Это, естественно, накладывает свои ограничения, и получаемые при этом оптимальные формы будут соответствовать некоторым частным решениям. По-видимому, здесь также желательны сравнительные исследования различных видов описания поверхностей.

Как правило, оптимальные по аэродинамическому качеству волнолеты обладают криволинейным поперечным контуром нижней поверхности, что вызывает ряд конструктивных и компоновочных проблем. Их решение может заключаться в модификации формы волнолета, что приведет к уходу от оптимальной конфигурации. В частности, одним из требований интеграции волнолета и силовой установки могут быть ограничения на вид поперечного контура нижней поверхности в месте установки воздухозаборника. Так, при использовании плоского воздухозаборника желательно также иметь плоский поперечный контур на поверхности предварительного сжатия. Другим примером могут быть лотковые конвергентные воздухозаборники, имеющие дугообразную переднюю кромку [2]. В таких воздухозаборниках сжатие захватываемой струи происходит по сходящимся в пространстве направлениям. Это приводит к повышению степени сжатия потока на входе в воздухозаборник и уменьшению периметра омываемой поверхности внутреннего тракта силовой установки и, следовательно, существенно упрощает проблему его теплозащиты. Поэтому такого рода воздухозаборники могут быть перспективными с точки зрения их использования при больших сверхзвуковых скоростях полета, однако они требуют специальных форм поверхностей предварительного сжатия потока, с которыми они должны быть интегрированы. Пример исследования полной конфигурации с лотковым конвергентным воздухозаборником можно найти в [3].

В настоящей работе представлены результаты сравнительного анализа как суммарных аэродинамических характеристик, так и структуры обтекания волнолетов, построенных на основе течений за плоскими и коническими скачками уплотнения (в дальнейшем, для простоты, обозначаемых как плоские и конические волнолеты). Рассматриваются конфигурации с различными поперечными сечениями нижней поверхности, включающими линейный контур, контур в виде дуги окружности, контуры, описываемые с помощью степенных функций и многочленов. Получены данные по аэродинамическому качеству с учетом сопротивления трения на расчетных режимах обтекания, соответствующих числам Маха набегающего потока $M_\infty = M_d = 4, 6, 8$ и 10 . Проведена оптимизация по величине аэродинамического качества и сопоставление эквивалентных друг другу конических и плоских волнолетов при различного рода ограничениях на геометрические параметры. На основе численного решения уравнений Эйлера исследуются особенности газодинамической структуры на так называемых нерасчетных режимах обтекания как при числах Маха набегающего потока, больших расчетного ($M_\infty > M_d$), так и меньших расчетного ($M_\infty < M_d$).

1. ОПИСАНИЕ ПОВЕРХНОСТИ ВОЛНОЛЕТОВ

Конические волнолеты

При построении данного типа волнолетов в качестве исходного используется течение около осесимметричного конуса при нулевом угле атаки. Их геометрия определяется на основе задания поперечного контура нижней поверхности в сечении донного среза, через который проводится поверхность тока в известном поле течения до пересечения ее с коническим скачком уплотнения. При этом расчетное

поперечного контура в плоскости симметрии и на передних кромках совпадают. Для всех рассматриваемых контуров, кроме описываемых многочленом, это означает, что они вырождаются в линейный поперечный контур в сечении донного среза.

Плоские волнолеты

Для описания геометрии волнолетов, построенных на основе течения за плоскими косыми скачками уплотнения, используем степенные функции [6]. В отличие от конических волнолетов, в данном случае этого достаточно, чтобы аналитически определить контур нижней поверхности в любом поперечном сечении $x = \text{const}$. В качестве независимых параметров приняты: расчетное число Маха M_d , угол раствора исходного клина δ_w , показатель степени n степенной функции, удлинение несущей поверхности в плане $\lambda = l^2 / S_{pl}$ и длина волнолета L_w .

Верхнюю поверхность для обоих типов волнолетов будем рассматривать как совокупность линий тока набегающего потока, проходящих через переднюю кромку.

2. МЕТОД И УСЛОВИЯ РАСЧЕТА

Интегральные аэродинамические характеристики описанных выше волнолетов вычисляются с учетом следующих положений. Рассматриваются лишь так называемые расчетные режимы обтекания, т. е. режимы при которых производилось построение конфигураций и, следовательно, для них $M_\infty = M_d$. Для расчета поля невязкого течения около конических волнолетов используется гиперзвуковая теория малых возмущений обтекания осесимметричного конуса при нулевом угле атаки [4], около плоских волнолетов — точное решение за косыми скачками уплотнения [7]. Сопротивление трения получено интегрированием по поверхности при полностью турбулентном пограничном слое [8]. При этом используется предположение о локальной двумерности течения вдоль линий тока. Давление в донном сечении принимается равным давлению в набегающем потоке, т. е. донное сопротивление полагается равным нулю.

Условия вязкого обтекания соответствуют скоростному напору набегающего потока $q_\infty = 7 \cdot 10^4 \text{ Н/м}^2$. Длина всех волнолетов принята одинаковой и равной $L_w = 10 \text{ м}$.

Для определения оптимальных по аэродинамическому качеству конфигураций использован симплекс метод [9].

Численное исследование сверхзвукового стационарного течения около рассматриваемых конфигураций проводилось с использованием алгоритма [10, 11] решения уравнений Эйлера. Интегрирование вдоль маршевого направления выполнено с помощью сохраняющих монотонность решения явных TVD-схем Рунге–Кутты высоких порядков аппроксимации (до третьего), позволяющих проводить сквозной счет течений с газодинамическими разрывами с высокой степенью разрешения без введения искусственной вязкости. Потоки газодинамических величин на гранях между расчетными ячейками определялись из решения задачи о распаде произвольного разрыва. Для восстановления параметров на гранях расчетных ячеек, из осредненных по их объемам, применен метод MUSCL (Monotone Upstream Scheme for Conservation Laws) ван Леера третьего порядка аппроксимации.

При построении расчетной сетки был использован многоблочный подход. Число узлов в каждом вычислительном поперечном сечении равнялось 160×160 , при этом число шагов в маршевом направлении при интегрировании до сечения донного среза составляло около $6 \cdot 10^3 - 8 \cdot 10^3$.

3. ОСОБЕННОСТИ ИНТЕГРАЛЬНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

Конические волнолеты

Сопоставление аэродинамических характеристик конических волнолетов с различным описанием поперечного контура нижней поверхности в донном сечении представлено на рис. 2. Рассмотрены конфигурации с $M_d = 6$, $\delta_c = 5^\circ$, $\varphi_e = 45^\circ$ на расчетном режиме $M_\infty = M_d$ и угле атаки $\alpha = 0$. Особенностью зависимости аэродинамического качества $K = C_{y_a} / C_{x_a}$ является наличие минимума при величине $\bar{y}_0 = 1$. Этот минимум обусловлен максимальными значениями отношения омываемой поверхности к поверхности в плане и, как следствие, большим соотношением сопротивления трения и волнового сопротивления. Во всех случаях максимум аэродинамического качества реализуется в области $\bar{y}_0 > 1$. Особо следует отметить, что для конфигурации с линейным, степенным контуром и контуром в виде дуги окружности максимум аэродинамического качества достигается в предельном случае, при значении $\bar{y}_0 = \sigma \cos \varphi_e$. Здесь все зависимости $K = f(\bar{y}_0)$ сходятся в одной точке, независимо от начального типа контура. Поперечный контур нижней поверхности в донном сечении при этом вырождается в линейный. Максимальное аэродинамическое качество K_{\max} волнолетов с поперечным контуром на основе многочлена отличается несущественно от значений для других типов волнолетов. Это отличие для рассматриваемых условий не превышало $\sim 2\%$.

Параметр \bar{y}_0 определяет положение волнолета в исходном поле течения конуса. Можно сказать, что с увеличением \bar{y}_0 волнолеты в целом располагаются все ближе к поверхности скачка уплотнения и, следовательно, находятся в менее сжатом потоке. Это обстоятельство приводит к падению несущих свойств волнолетов. Изменение коэффициентов подъемной силы C_{y_a} и лобового сопротивления C_{x_a} в зависимости от \bar{y}_0 демонстрируется на рис. 3. Уменьшение C_{x_a} при $\bar{y}_0 > 1$ обусловлено, в частности, уменьшением относительной роли сил сопротивления трения.

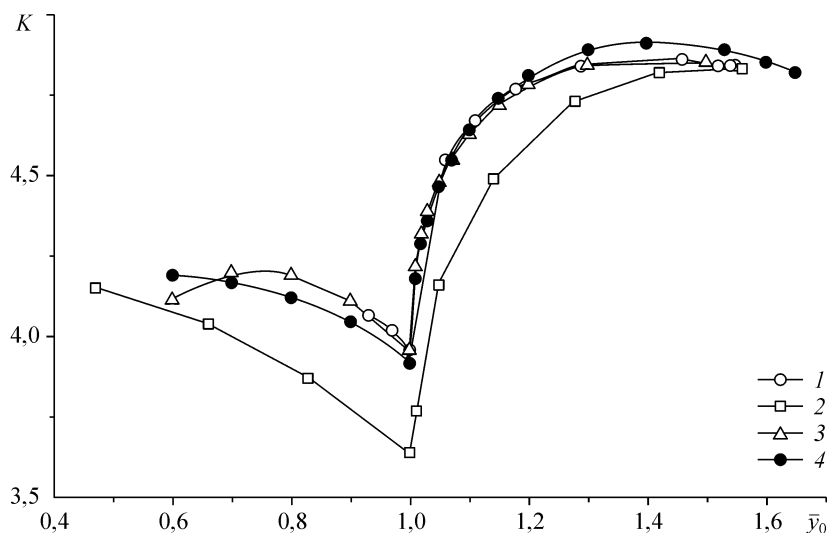


Рис. 2. Аэродинамическое качество конических волнолетов с различным поперечным контуром в концевом сечении.

1 — контур в виде дуги окружности, 2 — линейный контур, 3 — степенной контур с $n = 0,5$, 4 — контур, описываемый многочленом четвертой степени при $\omega = 30^\circ$.

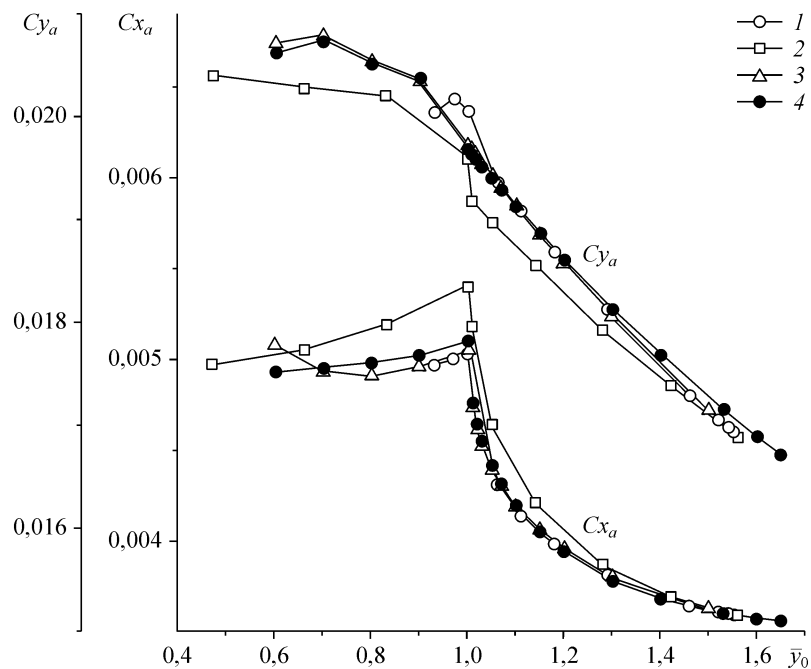


Рис. 3. Коэффициенты подъемной силы и сопротивления конических волнолетов с различным поперечным контуром в концевом сечении.
Обозначения см. на рис. 2.

Как уже отмечалось, параметры M_d , δ_c , \bar{y}_0 , φ_e однозначно определяют описание линейного поперечного контура и контура в виде дуги окружности. Для степенного контура необходимо дополнительно задание показателя степени n . Расчеты показывают, что уменьшение показателя степени n , при прочих равных условиях, приводит к некоторому увеличению аэродинамического качества [13]. При этом поперечный контур в области плоскости симметрии становится все более плоским. Однако независимо от значения n максимум аэродинамического качества также достигается в предельном случае $\bar{y}_0 = \sigma \cos \varphi_e$, т. е. когда имеет место линейный поперечный контур в донном сечении.

Таким образом, отмеченные выше описания конфигурации с линейным, степенным и контуром в виде дуги окружности приводят к максимуму аэродинамического качества в некотором предельном случае при $\bar{y}_0 = \sigma \cos \varphi_e$, когда поперечный контур в донном сечении становится плоским. Это, несомненно, благоприятный факт с точки зрения интеграции данного типа волнолетов с плоским воздухозаборником. Однако заметим, что такого рода описания характеризуются одним общим свойством — они не допускают точек перегиба поперечного контура. Получаемые при этом оптимальные волнолеты могут иметь меньшее аэродинамическое качество по сравнению с более общим описанием поперечного контура. Свободным от данного ограничения является задание поперечного контура в виде многочлена. Рассмотрение таких конфигураций позволяет выяснить, сколько мы можем потерять в аэродинамическом качестве ради сохранения плоского поперечного контура.

В отличие от ранее рассмотренных конфигураций, максимум аэродинамического качества волнолетов, описываемых с помощью многочлена четвертой степени, имеет место при значениях $\bar{y}_0 < \sigma \cos \varphi_e$ (см. рис. 2). При $\bar{y}_0 = \sigma \cos \varphi_e$ для них совпадают лишь вертикальные координаты передней кромки и контура

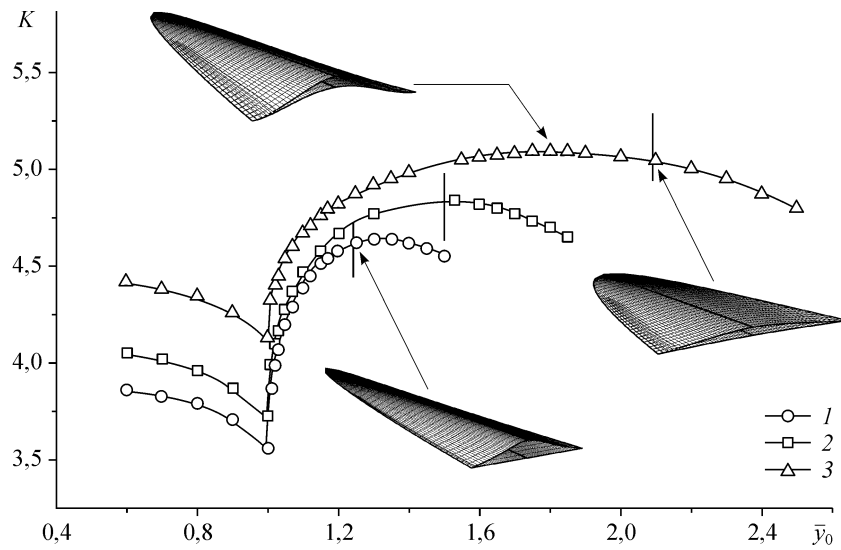


Рис. 4. Аэродинамическое качество конических волнолетов с различными значениями расчетного числа Маха.
 $M_d = 8$ (1), 6 (2), 4 (3).

в плоскости симметрии. Например, для рассматриваемого случая с $M_d = 6$, $\delta_c = 5^\circ$, $\varphi_e = 45^\circ$ величина $\sigma \cos \varphi_e = 1,56$. Увеличение угла наклона контура на передних кромках ω приводит некоторому росту аэродинамического качества, особенно заметному в области малых $\bar{y}_0 \sim 1$. При больших положительных углах $\omega < (90 - \varphi_e)$ могут быть построены конфигурации с достаточно плоским контуром в области плоскости симметрии, которые при этом имеют также более высокие значения аэродинамического качества. Однако, как это следует из данных рис. 2, это преимущество по сравнению с другими формами не столь существенно.

Влияние расчетного числа Маха M_d демонстрируется на рис. 4 на примере волнолетов с поперечным контуром в виде многочлена при значениях $\delta_c = 5^\circ$, $\varphi_e = 45^\circ$, $\omega = 0$, где вертикальными линиями также обозначены значения $\bar{y}_0 = \sigma \cos \varphi_e$. При $M_d = 4$ максимум аэродинамического качества по \bar{y}_0 достаточно пологий и имеется возможность вариации формы волнолета без заметных потерь в качестве. С ростом расчетного числа Маха M_d уменьшаются как предельная величина $\bar{y}_0 = \beta / \delta_c$, так и значение K_{\max} . Тем не менее, максимум аэродинамического качества наблюдается в области, близкой к $\bar{y}_0 \sim \sigma \cos \varphi_e$. Значения $\sigma \cos \varphi_e$ равны 2,17, 1,56 и 1,28 соответственно при $M_d = 4, 6$ и 8. Для рассматриваемого примера с $\omega = 0$ эти точки соответствуют конфигурациям с линейным поперечным контуром нижней поверхности в донном сечении.

Плоские волнолеты

Основным параметром, определяющим форму в плане и форму поперечного сечения плоских волнолетов, для описания которых используются степенные функции, является показатель степени n . Пример изменения аэродинамического качества в зависимости от показателя степени n представлен на рис. 5, где рассмотрены конфигурации с расчетными числами Маха $M_d = 4, 6, 8$ при значениях удлинения $\lambda = 0,7$ и угла исходного клина $\delta_w = 5^\circ$. Здесь же показано изменение

формы тела для $M_d = 8$ (при $n = 0,2, 1$ и $1,5$ соответственно). Видно, что с уменьшением n аэродинамическое качество возрастает, что обусловлено исключительно эффектами вязкости, а именно — уменьшением относительной доли сопротивления трения в суммарном сопротивлении. Расчеты показывают, что это возрастание аэродинамического качества более интенсивно для тех конфигураций, где роль сопротивления трения более существенна, т. е. при малых значениях λ и δ . С уменьшением показателя степени в области $n < 1$ могут быть получены более высокие значения аэродинамического качества по сравнению с известным крылом Нонвейлера (когда $n = 1$).

Несущие свойства определяются лишь значениями M_d и δ_w и не зависят от параметра n , т. е. от формы тела в плане и формы поперечного сечения. Аналогично, как и для конических волнолетов, уменьшение расчетного числа Маха также приводит к повышению аэродинамического качества в области $n < 1$. Максимум качества достигается в предельном случае при $n \rightarrow 0$. При этом поперечный контур нижней поверхности в области плоскости симметрии становится все более пологим, что является благоприятным фактором с точки зрения интеграции волнолета с силовой установкой. Например, появляется конструктивная возможность установки на нижней поверхности плоского воздухозаборника воздушно-реактивного двигателя. В то же время следует заметить, что на нерасчетных режимах обтекания нестреловидные передние кромки будут способствовать увеличению сопротивления при трансзвуковых и малых сверхзвуковых скоростях. Однако, как видно из данных рис. 5, значения показателя степени могут быть несколько увеличены от предельного значения $n = 0$ без существенных потерь в аэродинамическом качестве. Кроме того, отметим, что оптимизация [13] данного типа волнолетов по критерию $K V^{2/3} / S_{wet}$ (где V — объем, S_{wet} — омываемая поверхность), учитывающему необходимость обеспечения больших объемов и уменьшения аэродинамического нагрева, дает значения $n = 0,37-0,32$ для турбулентного и $n = 0,33-0,31$ для ламинарного пограничных слоев в диапазоне $M_d = 4-10$.

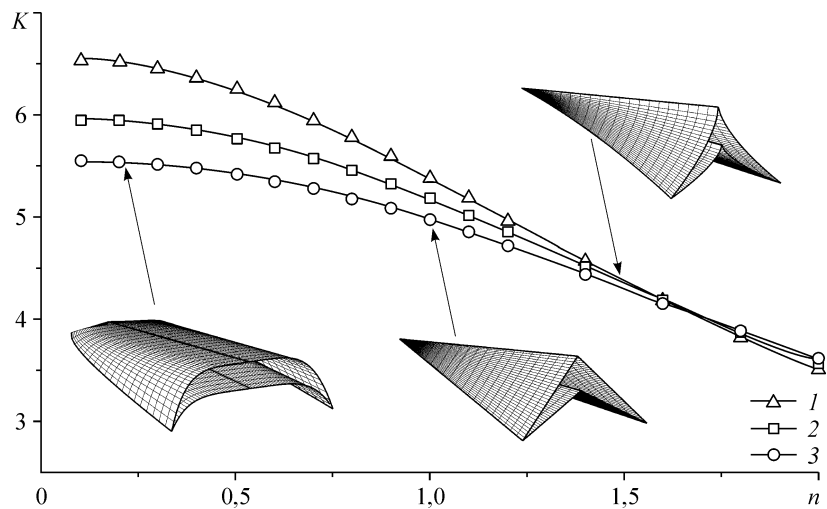


Рис. 5. Аэродинамическое качество плоских волнолетов с различными значениями расчетного числа Маха.
 $M_d = 4$ (1), 6 (2), 8 (3).

4. СОПОСТАВЛЕНИЕ КОНИЧЕСКИХ И ПЛОСКИХ ВОЛНОЛЕТОВ

Рассмотрим аэродинамическое качество конических и плоских волнолетов в сопоставлении. Любое сравнение предполагает рассмотрение некоторых эквивалентных конфигураций. Однако поскольку разные конфигурации описываются различными определяющими параметрами, то выбор эквивалентных конфигураций требует задания дополнительных условий, например, равенства неких интегральных геометрических параметров.

На рис. 6, а представлено аэродинамическое качество плоских и конических волнолетов, поперечный контур которых описывается с помощью степенных функций, в зависимости от угла клина/конуса, создающих исходное поле течения для построения, т. е. при $\delta = \delta_w = \delta_c$. Условия сопоставления соответствуют одинаковым значениям $M_d = 6$, $\lambda = 0,7$, $L_w = 10$ м и $n = 0,5$, для конических волнолетов дополнительно принято $\bar{y}_0 = 1,3$. Ограничения $\lambda = \text{const}$, $L_w = \text{const}$ в последнем случае реализуются путем вариации параметров φ_e и L_c с использованием симплекс-метода оптимизации. Из полученных данных следует, что в области малых углов δ более высоким аэродинамическим качеством обладают плоские, а в области больших δ - конические волнолеты (рис. 6, а, кривые 1 и 2).

Заметим, что условие $\delta = \delta_w = \delta_c$ не означает равенства углов наклона поверхностей самих волнолетов. Так, если для плоских волнолетов в любом сечении $z = \text{const}$ угол наклона нижней поверхности тела равен углу исходного клина, то для конических он определяется наклоном линии тока и изменяется от значений непосредственно за скачком уплотнения до значений в конечном сечении волнолета, оставаясь при этом меньше величины δ_c . Например, при максимальном качестве, соответствующем углу исходного конуса $\delta_c = 8^\circ$, значение начального угла в плоскости симметрии $\delta_0 = 5^\circ$ и конечного $\delta_k = 6,2^\circ$. Сопоставим рассматриваемые волнолеты при условии равенства начальных углов наклона тела в плоскости симметрии δ_0 , т. е. при $\delta = \delta_0 = \delta_w$. Для этих целей полученные данные для конических волнолетов могут быть соответствующим образом перестроены и на рис. 6, а они представлены в виде кривой 3. Видно, что, для рассматриваемых условий сопоставления, аэродинамическое качество плоских и конических волнолетов отличается незначительно, исключая некоторую область вблизи значений максимального аэродинамического качества K_{max} , которое также достигается при близких значениях $\delta_0 \sim 5^\circ$.

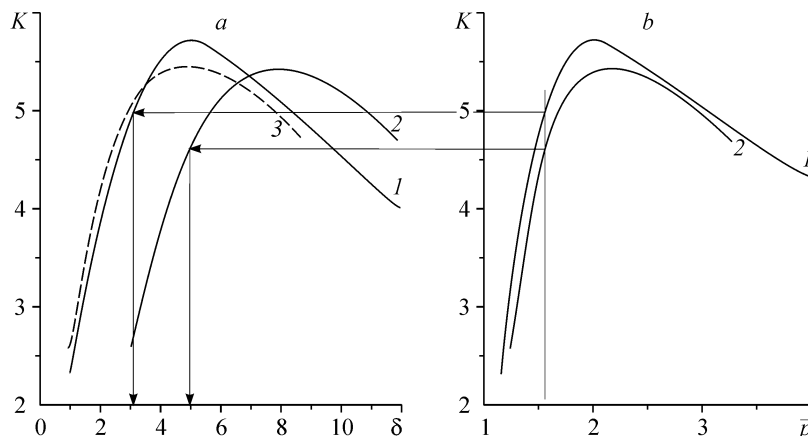


Рис. 6. Сопоставление аэродинамического качества плоских и конических волнолетов.

Волнолеты: плоские, $\delta = \delta_w$ (1), конические, $\delta = \delta_c$ (2), конические, $\delta = \delta_0$ (3).

Как уже отмечалось, одним из возможных назначений волнолетов может быть их использование в качестве поверхности предварительного сжатия потока перед воздухозаборником прямоточных воздушно-реактивных двигателей. В связи с этим представляется интересным их сопоставление по степени сжатия потока в конечном сечении. Такое сопоставление аэродинамического качества, в зависимости от относительного давления $\bar{p} = p / p_\infty$ в плоскости симметрии в конечном сечении, представлено на рис. 6, *b*. Видно, что аэродинамическое качество конических волнолетов остается более низким во всей рассмотренной области \bar{p} .

Ясно, что при одинаковых углах раскрытия исходных клина и конуса конические волнолеты будут создавать меньшее сжатие потока по сравнению с плоскими. При этом, поскольку они расположены в поле конического течения, уровень этого сжатия будет даже меньше, чем на поверхности исходного конуса. Поэтому для достижения уровней давлений, сравнимых с плоскими волнолетами, для конических волнолетов требуются более высокие значения углов исходного конуса, что на рис. 6 показано стрелками. Кроме того, в отличие от плоских волнолетов, для которых давление постоянно по всей поверхности, у конических волнолетов, из-за особенностей исходного поля течения, давление уменьшается от плоскости симметрии к передним кромкам и возрастает по длине конфигурации.

Рассмотрим результаты сравнения плоских и конических степенных волнолетов, имеющих одинаковые удлинение λ и коэффициент объема $\tau = V / S_{pl}^{3/2}$. Накладываемые ограничения сводятся при этом к условию $M_\infty = M_d = \text{const}$, $\lambda = \text{const}$, $\tau = \text{const}$, $n = \text{const}$ и $L_w = \text{const}$. В данном случае это сравнение проведено следующим образом. При заданных ограничениях проведена оптимизация конических волнолетов по аэродинамическому качеству путем вариации параметров φ_e , \bar{y}_0 , δ_c при $n = 0,5$. Для этого использовался симплекс метод [9]. Как и следовало ожидать из рассмотренного ранее параметрического анализа, оптимальные по аэродинамическому качеству конфигурации конических волнолетов с описанием геометрии на основе степенной функции имеют при больших значениях M_∞ практически линейный поперечный контур нижней поверхности в сечении донного среза и, следовательно, их геометрия не зависит от показателя степени n .

Полученные в результате оптимизации значения τ и λ использовались далее для построения эквивалентных плоских волнолетов. В этом случае, при $M_d = \text{const}$, задание удлинения, коэффициента объема и показателя степени n достаточно для определения их геометрических характеристик. В частности, угол исходного клина при этом может быть получен как $\delta_w = \arctan \left[\tau \sqrt{\lambda} (n+2)/(n+1) \right]$.

Аэродинамическое качество плоских волнолетов, которые эквивалентны оптимальным коническим при отмеченных выше условиях сопоставления, представлено на рис. 7. Построенные таким образом плоские волнолеты имеют меньшие значения угла исходного клина δ_w по сравнению с углом исходного конуса δ_c для оптимальных конических волнолетов. Так, в рассмотренном диапазоне $M_d = 4-10$ оптимальные значения $\delta_c = 7,8-6,6^\circ$, а для эквивалентных плоских волнолетов $\delta_w = 4,3-6^\circ$. Кроме того, для плоских волнолетов имеет место меньшее соотношение сопротивления трения и волнового сопротивления. Все это приводит к тому, что при рассматриваемых условиях эквивалентные плоские волнолеты обладают несколько большим аэродинамическим качеством по сравнению с оптимальными коническими. Это преимущество составляет $\sim 2\%$ при $M_d = 4$ и возрастает до 6% при $M_d = 10$. При этом имеют место также более высокие значения коэффициента подъемной силы — на ~ 8 и 15 процентов соответственно.

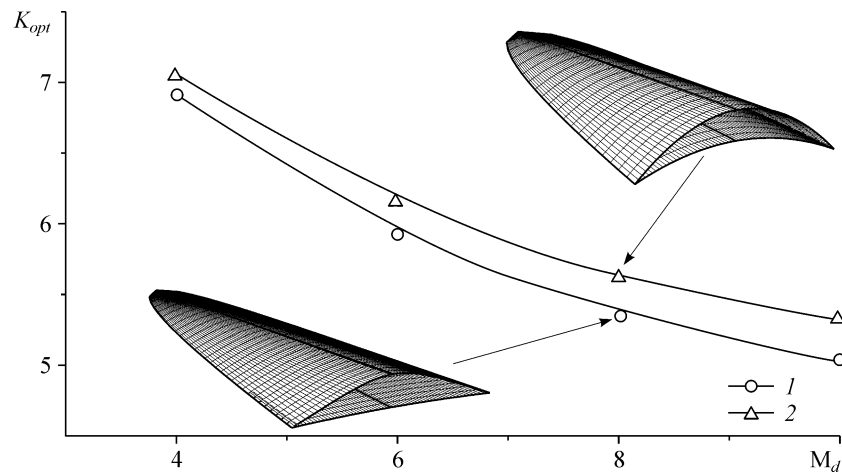


Рис. 7. Сопоставление аэродинамического качества плоских и конических волнолетов.
Волнолеты: конические (1), плоские (2).

Примеры форм оптимальных конических и эквивалентных им плоских волнолетов при $M_d = 8$ также приведены на рис. 7. Так, оптимальный конический волнолет имеет, как уже отмечалось, линейный поперечный контур в сечении донного среза. Выполнение этого условия для плоских волнолетов принципиально не достижимо в силу принципа их построения. Однако заметим, что и для них, с уменьшением показателя степени n , в области плоскости симметрии может иметь место участок с достаточно плоским контуром, как это видно, например, на рис. 5 при $n = 0,2$.

5. СТРУКТУРА ОБТЕКАНИЯ НА НЕРАСЧЕТНЫХ РЕЖИМАХ

Летательные аппараты, в качестве основы которых могут быть использованы исследуемые волнолетные конфигурации, должны совершать полет в широком диапазоне скоростей, включая нерасчетные режимы. Поэтому выяснение структуры обтекания на нерасчетных режимах представляет интерес не только с точки зрения собственно газодинамики волнолетов, но и их применения для перспективных летательных аппаратов. В этом плане должны быть изучены, в частности, такие вопросы как неравномерность поля потока, возможность расположения силовой установки, ее интеграции с волнолетом и т. п.

Далее представлены некоторые результаты численного исследования обтекания волнолетов на нерасчетных режимах [12]. Как и ранее, акцент делается на сравнительный анализ принципиально разных конфигураций, в данном случае построенных на основе различных исходных течений. Пример структуры течения (в виде линий равных давлений — изобар) в сечении донного среза эквивалентных степенных плоских и конических волнолетов с $M_d = 6$, $\lambda = 0.7$, $n = 0.5$ и $\delta_w = \delta_c = 5^\circ$ приведен на рис. 8. Сравнение аэродинамического качества этих конфигураций было представлено на рис. 6.

Как и следовало ожидать из построения, на расчетном режиме при $M_\infty = M_d = 6$ для плоских волнолетов численный расчет дает плоский скачок уплотнения, присоединенный к передним кромкам, и равномерное поле потока около нижней поверхности. В случае конических волнолетов имеет место неравномерность поля давления $\sim 8-10\%$. На нерасчетном режиме при $M_\infty = 4$ обе конфигурации обтекаются с отсоединенным от передних кромок скачком уплотнения. При этом на значительной части нижней поверхности в обоих случаях наблюдается

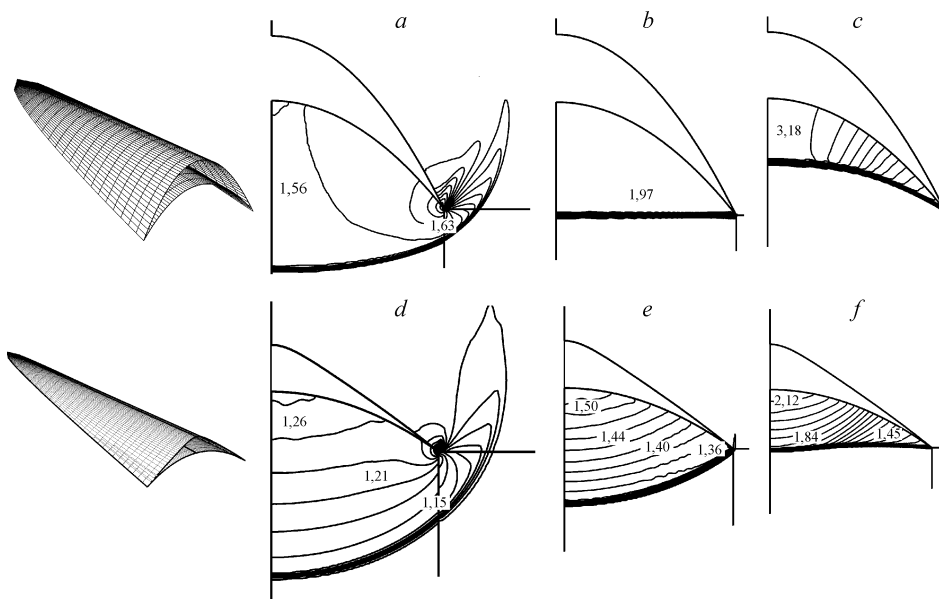


Рис. 8. Структура течения в концевом сечении волнолетов при различных числах Маха набегающего потока.

Волнолеты: плоские (a, b, c), конические (d, e, f), $M_\infty = 4$ (a, d), $M_\infty = M_d = 6$ (b, e), $M_\infty = 10$ (c, f).

достаточно равномерное распределение давления (рис. 9, где $\bar{z} = 2z/l$ — относительная поперечная координата, нормированная к местному полуразмаху). Однако в целом для плоской конфигурации имеет место более интенсивное нарастание давления к передней кромке при $\bar{z} > 0,7-0,8$ и его увеличение на $\sim 27\%$ по сравнению с плоскостью симметрии $z = 0$. Для конического волнолета это увеличение составляет $\sim 9\%$.

При числах Маха набегающего потока $M_\infty > M_d$ для рассматриваемых волнолетов реализуется существенно разный характер обтекания. Так, для плоских волнолетов скачок уплотнения имеет вогнутую форму и расположен выше плоскости передних кромок. В случае конических волнолетов имеет место выпуклый скачок, расположенный ниже передних кромок. Кроме того, этот скачок в поперечном сечении имеет точку перегиба, которая перемещается в направлении плоскости симметрии с увеличением M_∞ . В обоих случаях наблюдается заметная неравномерность поля потока, в частности, сжатие потока от передней кромки в направлении плоскости симметрии. Так, например, при $M_\infty = 10$ возрастание давления на поверхности для плоских волнолетов составляет $\sim 50\%$, для конических — $\sim 80\%$ (рис. 9, кривые 3). Тем не менее, для плоских волнолетов вблизи плоскости симметрии имеет место равномерный поток во всей области между скачком уплотнения и поверхностью тела (рис. 8, c). В отличие от этого, для конических волнолетов давление возрастает на $\sim 17\%$.

При условии $\delta_c = \delta_w$ на конических волнолетах имеет место заметно более низкий уровень давления на всех режимах обтекания, как это видно из данных численного расчета на рис. 9. Равенство уровней давления на плоских и конических волнолетах требует более высоких значений углов исходного конуса. Например, величина относительного давления $\bar{p} = 2$, соответствующая максимуму аэродинамического качества для плоских волнолетов на расчетном режиме, достигается на них при $\delta_w = 5^\circ$, а для конических — при $\delta_c \sim 7,5^\circ$ (см. рис. 6). Сопоставление данных

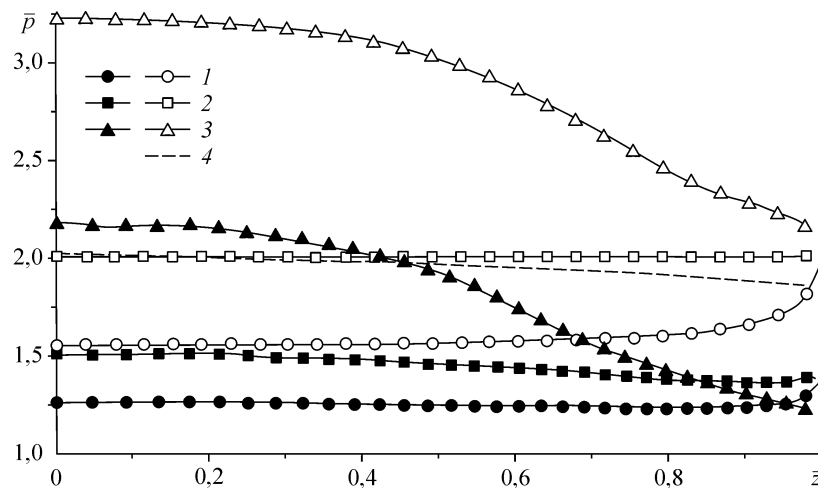


Рис. 9. Распределение давления по размаху в конечном сечении волнолетов.

Волнолеты: конические — темные значки, плоские — светлые; $M_\infty = 4$ (1), $M_\infty = M_d = 6$ (2), $M_\infty = 10$ (3), $M_\infty = 6$ (4), конический волнолет с $\delta_c = 7,5^\circ$ (4).

численного расчета по распределению давления по размаху отмеченных двух волнолетов, при условии равенства давления в плоскости симметрии донного среза, также представлено на рис. 9 (кривые 2 и 4).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основе использования в качестве исходных осесимметричного конического течения и течения за двумерными косыми скачками уплотнения построены волнолетные конфигурации и проведено их сопоставление. Применительно к возможности интеграции волнолетов с силовой установкой перспективных летательных аппаратов рассмотрены различные виды описания поперечного контура нижней поверхности в донном сечении. Показано, что для конических волнолетов возможно построение конфигураций с плоским поперечным контуром, обладающих при этом аэродинамическим качеством несущественно меньшим, чем при более общем поперечном контуре. Сопоставление конических волнолетов и эквивалентных им плоских волнолетов при различного рода ограничениях показало, что плоские волнолеты могут иметь некоторое преимущество в аэродинамическом качестве. На основе численных расчетов выявлены возможные различия в структуре обтекания рассматриваемых эквивалентных волнолетов на нерасчетных режимах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Corda S., Anderson J.D. Viscous optimized hypersonic waveriders designed from hypersonic flow fields // AIAA Paper. — 1988. — No. 88-0369.
2. Гутов Б.И., Затолока В.В. Конвергентные входные диффузоры с начальным скачком и дополнительным внешним сжатием // Аэрофизические исследования. (Сб. науч. тр. / Ин-т теорет. и прикл. механики СО АН СССР). — Новосибирск, 1973. — С. 64–66.
3. Гунько Ю.П., Мажуль И.И., Рахимов Р.Д., Харитонов А.М. Аэродинамика гиперзвукового летательного аппарата с конвергентным воздухозаборником // Теплофизика и аэромеханика. — 2001. — Т. 8, № 2. — С. 205–217.
4. Kim B.S., Rasmussen M.L., Jischke M.C. Optimization of waverider configurations generated from axisymmetric conical flows // J. Spacecraft and Rockets. — 1983. — Vol. 20, No. 5. — P. 461–469.
5. Мажуль И.И. Оптимизация аэродинамического качества волнолетов с поверхностями сжатия, построенными на основе осесимметричных конических течений // Теплофизика и аэромеханика. — 1998. — Т. 5, № 1. — С. 37–43.

6. **Мажуль И.И.** Некоторые возможности описания волнолетов с использованием степенных функций и многочленов // Теплофизика и аэромеханика. — 2002. — Т. 9, № 2. — С. 233–246.
7. **Briggs J.L.** Comment on Calculation of Oblique Shock Waves // AIAA Journal. — 1964. — Vol. 2, No. 5. — P. 974.
8. **Коваленко В.М.** Расчет коэффициентов турбулентного трения и теплопередачи гладкой пластины при сверхзвуковых скоростях и наличии теплообмена // Тр. ЦАГИ. — 1967. — Вып. 1084.
9. **Nelder J.A., Mead R.** A simplex method for function minimization // Computer Journal. — 1965. — Vol. 7. — P. 308–313.
10. **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. on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-98). — Novosibirsk, 1998. — Pt 1. — P. 117–122.
11. **Goonko Yu.P., Kharitonov A.M., Kudryavtsev A.N., Mazhul I.I., Rakhimov R.D.** Euler simulations of the flow over a hypersonic convergent inlet integrated with a forebody compression surface // European Congress on Computational Methods in Applied Science and Engineering: CD-Rom Proc. — Barcelona, 11-14 September 2000.
12. **Mazhul I.I., Rakhimov R.D.** Comparative analysis of aerogasdynamic of waveriders generated from axisymmetric conical and planar flows // Proc. Intern. Conf. on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-2004). — Novosibirsk, 2004. — Pt 1. — P. 170–175.
13. **Mazhul I.I., Rakhimov R.D.** Aerogasdynamics of waveriders with power-law compression surfaces // Proc. Intern. Conf. on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-2002). — Novosibirsk, 2002. — Pt 1. — P. 139–144.

Статья поступила в редакцию 20 ноября 2006 г.