

## V-образные крылья с центральным телом в сверхзвуковом потоке

© М.А. Зубин<sup>1</sup>, Ф.А. Максимов<sup>1,2</sup>, Н.А. Остапенко<sup>1</sup>

<sup>1</sup>НИИ механики МГУ имени М.В. Ломоносова, Москва, 119192, Россия

<sup>2</sup>Институт автоматизации проектирования РАН, Москва, 123056, Россия

*Представлены результаты численного исследования структуры течения около V-образных крыльев с центральным телом в форме части конуса в рамках модели идеального газа с ударной волной, присоединенной к передним кромкам. Определены значения полуугла конуса для случая, когда в ударном слое при симметричном обтекании тела возникают невязкие вихревые структуры — вихревые особенности Ферри. Установлено, что их возникновение и существование хорошо согласуются с полученными ранее критериями. Эти критерии связаны со значениями интенсивности контактного разрыва, исходящего из точек ветвления головной ударной волны, и числа Маха компоненты вектора скорости невозмущенного потока, расположенной по нормали к лучу конической системы координат, проходящему через ту же точку ветвления.*

*Для крыла с углом раскрытия  $180^\circ$  и углом при вершине консолей  $90^\circ$  (полуконус на пластине) определены значения углов полуконуса, атаки и скольжения, при которых появляются невязкие вихревые структуры. Подтверждена возможность их прогнозирования с помощью установленных ранее критериев.*

*Изучено влияние конуса на аэродинамическое качество его компоновки с V-образным крылом при значении числа Маха  $M = 6$ . Установлена существенная зависимость оптимальной геометрии тела от значения коэффициента подъемной силы. При увеличении этого значения компоновка может содержать центральное тело и иметь угол раскрытия V-образного крыла  $\gamma > \pi$ , быть плоским треугольным крылом и V-образным крылом, у которого угол  $\gamma < \pi$ .*

**Ключевые слова:** V-образное крыло, сверхзвуковые течения, моделирование, вихревые особенности

**Введение.** При проектировании летательных аппаратов большое практическое значение имеет выбор аэродинамической формы. Для поиска оптимальных конфигураций сверхзвуковых летательных аппаратов используются методы теории Ньютона [1, 2] и построения вариантов геометрии на основе линий тока известного невязкого поля течения [3–5].

В первом случае, при использовании теории Ньютона, оптимальные формы на наветренной стороне имеют постоянный угол между нормалью к поверхности и направлением полета. Во втором случае обычно выбираются поверхности, образованные набором линий тока за плоскими и коническими скачками уплотнения. При этом формы летательных аппаратов принято называть волнолетами. Несмотря на простоту формирования таких тел, волнолеты при больших сверхзвуковых скоростях полета имеют меньшее сопротивление, большую

подъемную силу (более высокое аэродинамическое качество), чем летательные аппараты традиционных форм.

Одной из возможных форм волнолетов является семейство V-образных крыльев [6], позволяющее реализовать высокое аэродинамическое качество. Важным результатом применения теории Ньютона стало построение тел со звездообразным сечением [7], благодаря чему удается значительно снизить сопротивление тел при эквивалентных длине и площади миделя. При этом V-образное крыло является элементом звездообразного сечения. В [8] отмечается возможность повышения аэродинамического качества V-образного крыла посредством размещения конуса на наветренной стороне. Интерференция конуса на крыло приводит к дополнительному выигрышу в подъемной силе.

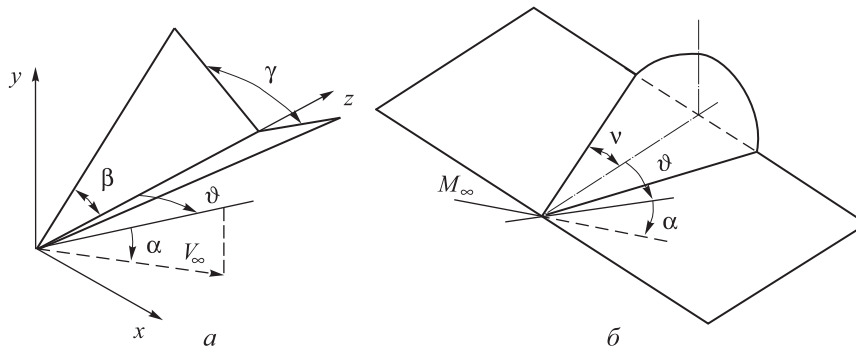
Результаты, получаемые на основе теории Ньютона, носят приближенный характер. Все теоретические построения волнолетов имеют точное решение в строго заданных условиях, при отклонении от них получить точное решение используемым методом обычно не удастся. Для уточнения решений и исследования аэродинамических свойств построенных геометрических форм в широком диапазоне условий по числу Маха и углам атаки нужно привлекать либо экспериментальные исследования, либо более точные методы решения уравнений газовой динамики.

Представляет интерес изучение не только интегральных аэродинамических свойств аппаратов, но и структуры течения в ударных слоях около V-образных крыльев при различных режимах полета. Знание характерных типов и свойств реального течения, содержащего существенные неоднородности потока, и причин, их порождающих, необходимо, в частности, при проектировании расположения воздухозаборника двигателя летательного аппарата, в основу которого положен несущий фюзеляж с нижней поверхностью в форме V-образного крыла.

Методы вычислительной аэродинамики в настоящее время достаточно успешно применяются для определения аэродинамических свойств различных летательных аппаратов. Несмотря на значительное развитие численных методов, вследствие сложной системы пересекающихся ударных волн, контактных разрывов и возможных вихревых структур для адекватного расчета течения около V-образного крыла необходимо использовать специализированный программный код, позволяющий учесть особенности течения.

Цель данной работы — на основе оригинального численного метода исследовать течения около V-образных крыльев с центральным телом в виде части конуса. В исследовании рассмотрены особенности течения, связанные с образованием вихревых структур, которое вызвано наличием исходящей из точки пересечения ударных волн контактной поверхности. Для поиска оптимальных форм выполнены параметрические расчеты возможных вариантов геометрии.

**Метод численного моделирования.** Рассмотрим обтекание тела, обладающего свойством конической симметрии (рис. 1). Уравнения движения Эйлера в обобщенных координатах в предположении конического характера течения, на основе которых моделируется обтекание, и метод решения изложены в [9, 10].

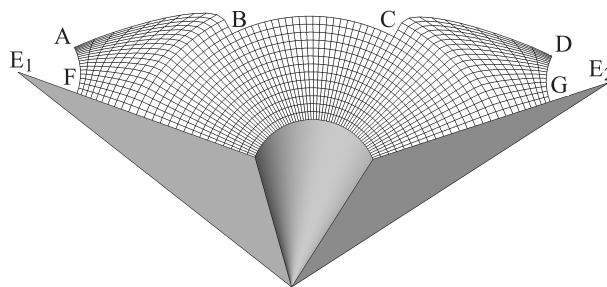


**Рис. 1.** Схемы V-образного крыла (а) и крыла с центральным телом в виде конуса (б):  $\beta$  — угол при вершине консолей;  $\gamma$  — угол раскрытия крыла;  $\alpha$  — угол атаки;  $\vartheta$  — угол скольжения;  $\nu$  — угол полураствора конуса

Для расчета течения около V-образных крыльев со сверхзвуковыми передними кромками используют разностную схему второго порядка аппроксимации. При построении сетки и постановке граничных условий учитывают конический характер течения относительно не только вершины крыла, но и передних кромок в некоторой их окрестности.

В отличие от [9, 10], где предложен способ построения алгебраической сетки около V-образного крыла без центрального тела и при углах раскрытия менее  $180^\circ$ , в настоящей работе исследуется V-образное крыло с центральным телом в виде конуса. Поскольку рассматриваются режимы с присоединенными к передним кромкам скачками уплотнения либо с центрированными волнами разрежения, то используется свойство возмущенного течения, заключающееся в его коническом характере относительно передних кромок.

Сетку для моделирования течения около V-образного крыла с центральным телом в виде конуса, приведенную на рис. 2, строят на единичном расстоянии от вершины конфигурации. На границе FG, соответствующей поверхности крыла и конуса, ставят условие непротекания, на границе ABCD — условия в набегающем потоке, на боковых границах FA и GD — условие коничности течения относительно соответствующих кромок крыла  $E_1$  и  $E_2$ .



**Рис. 2.** Сетка для моделирования течения около V-образного крыла с центральным телом в виде конуса

Сетку строят алгебраически. В некоторой области около тела, размер которой подбирают под режим обтекания, сетка состоит из окружностей и лучей, а начиная с некоторого расстояния от конуса часть координатных линий направляют в соответствующие кромки крыльев (с помощью полинома Безье). Для удовлетворения условия конечности относительно кромок на соответствующих границах сетки обеспечивают требование расположения узлов сетки строго на прямых, проведенных из центров конечности. Это требование выполняется только в некоторой окрестности этих границ.

Чтобы ускорить получение решения и повысить его качество, используют алгоритм установления решения на последовательности сеток с удвоением числа ячеек по каждому направлению. Для каждого варианта задачи строят последовательность сеток. Первоначально решение получают на грубой сетке, затем с помощью интерполяции его используют в качестве начального поля течения для расчета на последующей сетке. Фактически на сетках с большим числом узлов проводят доустановление решения при достаточно хорошем начальном приближении. Максимально используется до шести вложений, что позволяет получить поле течения на последовательности сеток. Из анализа результатов обычно ясно, что картина течения установлена, при этом основные его физические особенности сохраняются независимо от размерности сетки.

**Структура течения около V-образных крыльев с конусом в качестве центрального тела.** Рассмотрим V-образное крыло с углом раскрытия  $\gamma = 80^\circ$ , углом при вершине консолей  $\beta = 45^\circ$  и различными вариантами угла полураствора конуса  $\nu \leq 25^\circ$ .

Симметричное обтекание V-образного крыла выбранной геометрии при значении числа Маха  $M = 3$  характеризуется появлением в ударном слое вихревых особенностей Ферри, только если угол атаки  $\alpha = 16^\circ$  [11]. На рис. 3 приведены результаты расчетов при  $\alpha = 15^\circ$  и увеличивающемся угле  $\nu = 10, 15, 20, 25^\circ$  центрального тела. Течение представлено изолиниями давления и линиями тока поперечного течения.

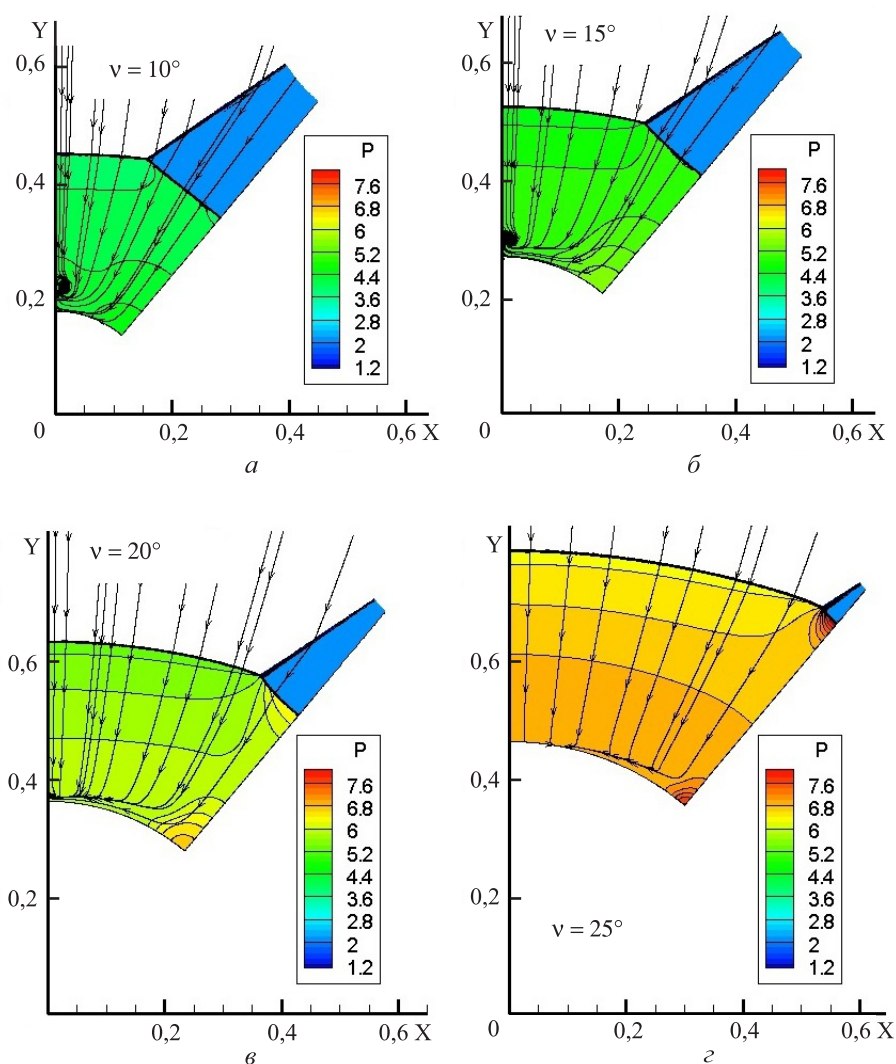


Рис. 3. Распределение давления  $P$  и линии тока ( $M = 3$ ,  $\alpha = 15^\circ$ ) при угле полураствора конуса  $\nu = 10, 15, 20, 25^\circ$  (а-г)

Аналогичные данные приведены на рис. 4 для симметричного обтекания того же V-образного крыла потоком, для которого также  $M = 3$ , но при угле атаки  $\alpha = 20^\circ$ . На этом режиме вихревые структуры реализуются около V-образного крыла и без центрального тела. Течение представлено изолиниями плотности и линиями тока поперечного течения.

Структура течения около крыла с разными углами  $\nu$  центрального конуса при симметричном обтекании потоком, для которого  $M = 6$ , при  $\alpha = 20^\circ$  приведена на рис. 5.

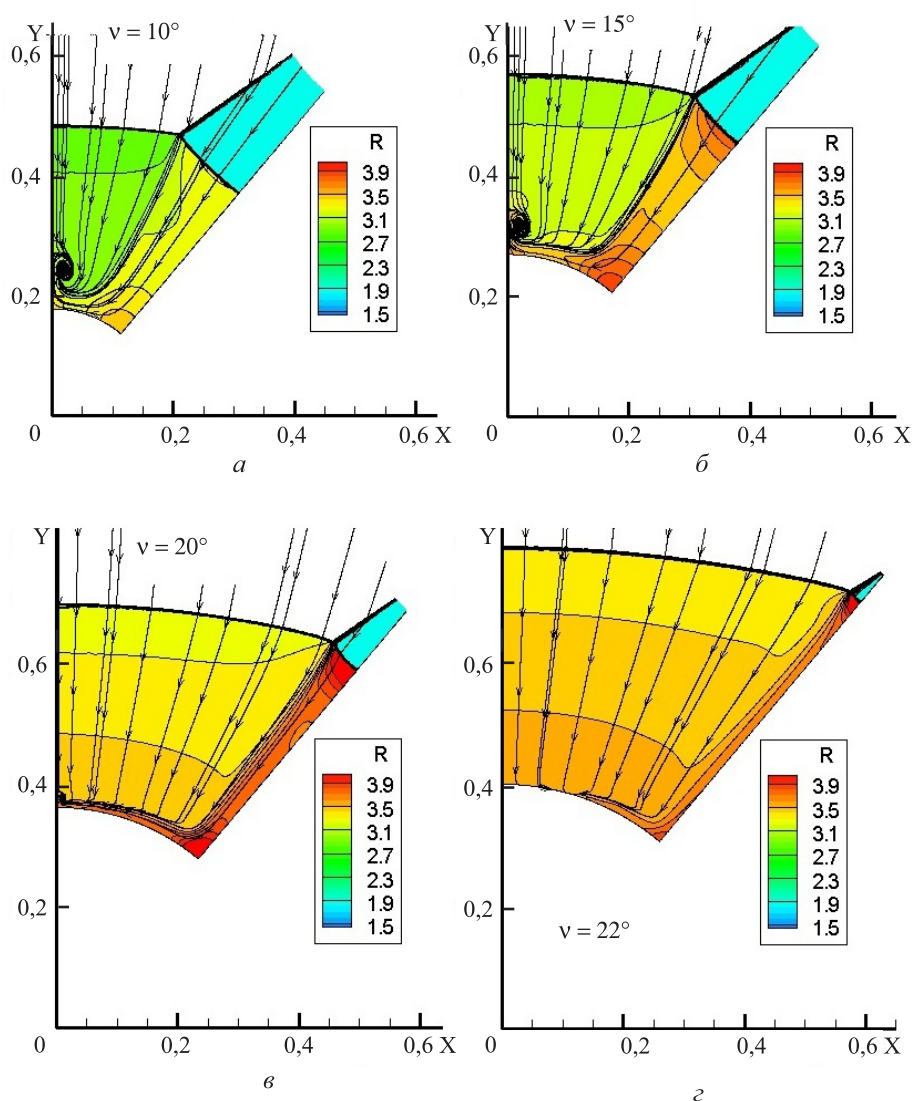


Рис. 4. Распределение плотности  $R$  и линии тока ( $M = 3$ ,  $\alpha = 20^\circ$ ) при угле полураствора конуса  $\nu = 10, 15, 20, 22^\circ$  (а–г)

На рис. 6 показано положение особых точек, где  $1$  — положение верхней критической точки седлового типа, в которую входит линия тока, идущая от мостообразного скачка уплотнения маховской конфигурации ударных волн;  $2$  — положение центров вихревых особенностей;  $3$  — положение нижней критической точки седлового типа (группа из трех нижних точек в диапазоне изменения угла  $\nu \leq 2^\circ$ ), прекращающей существование над поверхностью конуса в плоскости симметрии при  $\nu \cong 2^\circ$ , когда на поверхности конуса исчезает узел линий тока;  $4$  — расстояние от вихревых особенностей до плоскости симметрии течения.

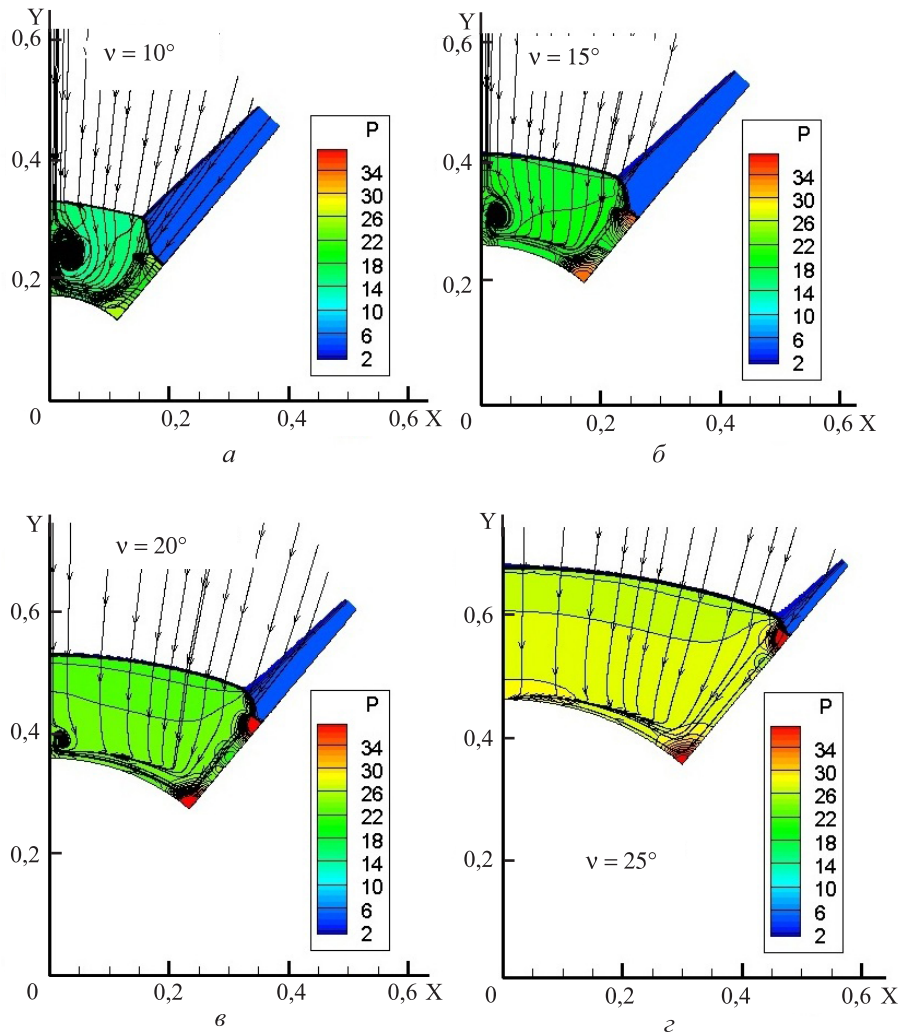


Рис. 5. Распределение давления P и линии тока ( $M = 6, \alpha = 20^\circ$ ) при угле полураствора конуса  $\nu = 10, 15, 20, 25^\circ$  (a–г)

Общим свойством представленных структур течения (см. рис. 3–6) является исчезновение критических точек узлового типа на поверхности конуса в плоскости симметрии течения. После этого в плоскости симметрии остаются две критические точки седлового типа. Еще одно общее свойство течений заключается в том, что наступает момент их вырождения. Они исчезают, несмотря на выполнение критериев существования вихревых структур [7]. Эти критерии связаны со значениями интенсивности контактного разрыва, исходящего из точек ветвления головной ударной волны, и числа Маха компоненты вектора скорости невозмущенного потока, расположенной по нормали к лучу конической системы координат, проходящему через ту же точку ветвления (числовые данные в [7] не приведены), начиная с момента их появления в ударном слое.

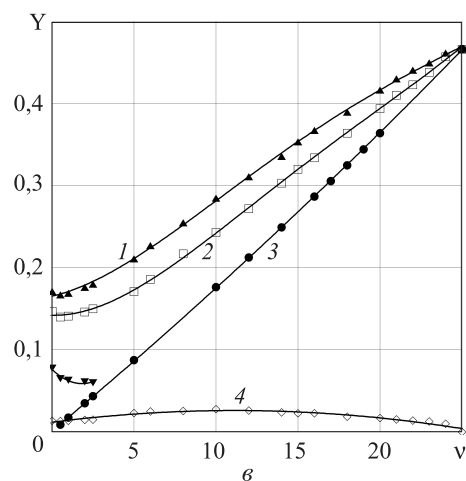
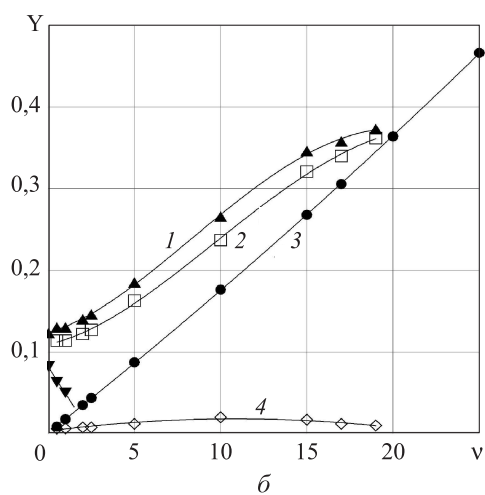
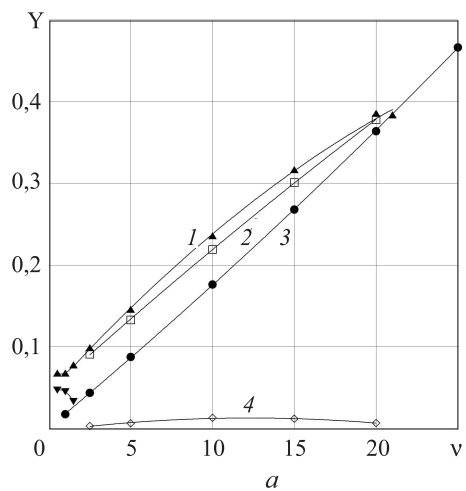


Рис. 6. Положение особых точек при  $M = 3$ ,  $\alpha = 15^\circ$  (а);  $M = 3$ ,  $\alpha = 20^\circ$  (б);  
 $M = 6$ ,  $\alpha = 20^\circ$  (е)



Как показал анализ, это связано с тем, что при увеличении тела вытеснения — угла полураствора конуса — две тройные точки ветвления головной ударной волны приближаются к передним кромкам и, следовательно, к поверхности консолей крыла настолько, чтобы контактные разрывы вошли в соответствующие окрестности точек излома поперечного контура тела, где реализуется повышенное давление, близкое к давлению в критических точках. Торможение частиц газа по обе стороны контактных разрывов в указанных окрестностях приводит к сближению значений их полного давления на сфере, а следовательно, и к уменьшению критериального соотношения, определяющего наличие вихревых структур в ударном слое.

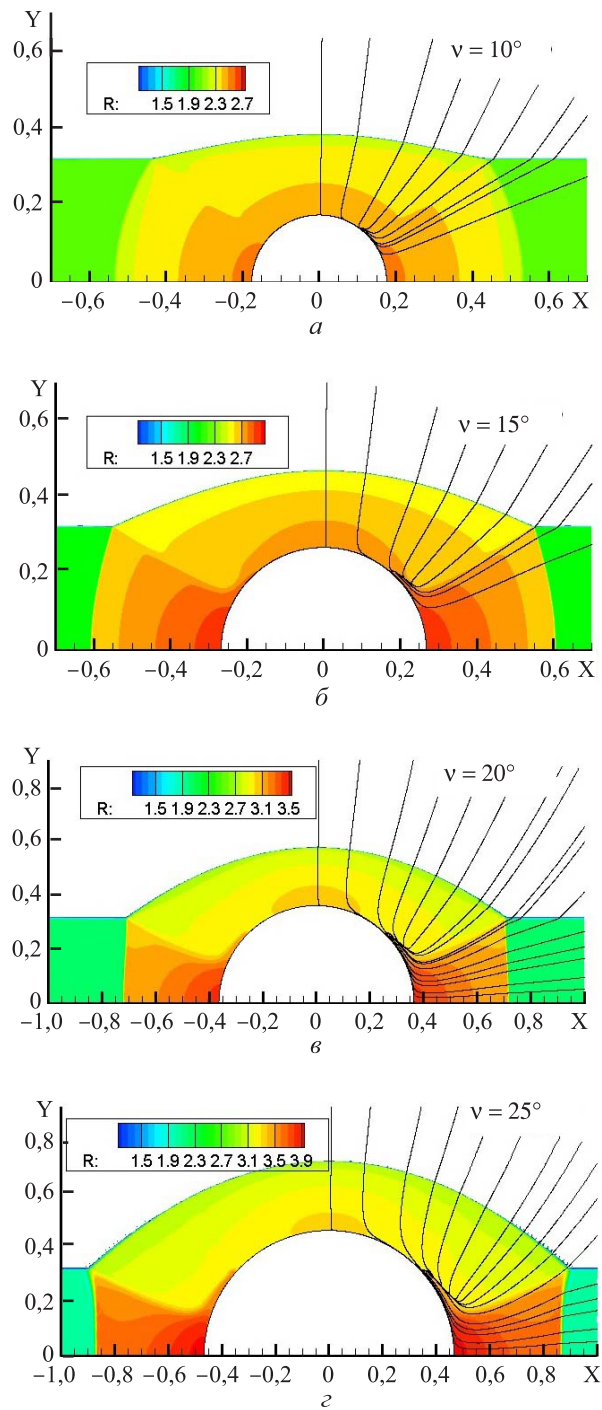
При приближении к режимам обтекания с отсутствием вихревых структур сначала в плоскости симметрии ударного слоя средняя из трех критических точек — точка растекания — опускается на поверхность конуса, а узел линий тока исчезает. Затем точка стекания седлового типа, из которой в обе стороны от плоскости симметрии выходят контактные разрывы к вихревым особенностям Ферри, приближается к поверхности конуса и превращается в узел линий тока. В этот момент вихревые структуры прекращают существование. При дальнейшем увеличении угла  $\nu$  узел линий тока опускается на поверхность конуса, после чего на поверхности конуса в плоскости симметрии образуется линия растекания, а на периферии — две точки стекания.

**Полуконус на пластине.** Представленные в настоящей работе результаты численного исследования структуры течения около V-образных крыльев с центральным телом в форме части конуса при угле раскрытия  $180^\circ$  и углом при вершине консолей  $90^\circ$  соответствуют расположению полуконуса на плоской пластине (см. рис. 1, б). Почти такая же геометрия рассмотрена в [12], где, однако, вершина полуконуса расположена на некотором расстоянии от передней кромки крыла, что нарушает коничность задачи.

На рис. 7 приведены результаты расчетов при  $M = 3$ ,  $\alpha = 15^\circ$  и увеличивающемся угле  $\nu = 10, 15, 20, 25^\circ$  центрального тела. Течение показано изолиниями плотности и линиями тока поперечного течения.

Аналогичные данные, полученные при  $M = 6$ ,  $\alpha = 15^\circ$ , приведены на рис. 8. Течение представлено изолиниями плотности и линиями тока поперечного течения. В силу симметрии показана только половина области течения.

На рис. 9 приведены результаты расчетов при  $M = 6$ ,  $\alpha = 15^\circ$ ,  $\nu = 10^\circ$  и наличии угла скольжения  $\vartheta = 5, 10, 15, 20^\circ$ . Течение представлено изолиниями давления и линиями тока поперечного течения. В потоке образуются вихревые структуры, связанные с наличием контактных разрывов, исходящих их точек ветвления головной ударной волны.



**Рис. 7.** Распределение плотности  $R$  и линии тока ( $M = 3$ ,  $\alpha = 15^\circ$ ) при угле полураствора конуса  $\nu = 10, 15, 20, 25^\circ$  (*a-г*)

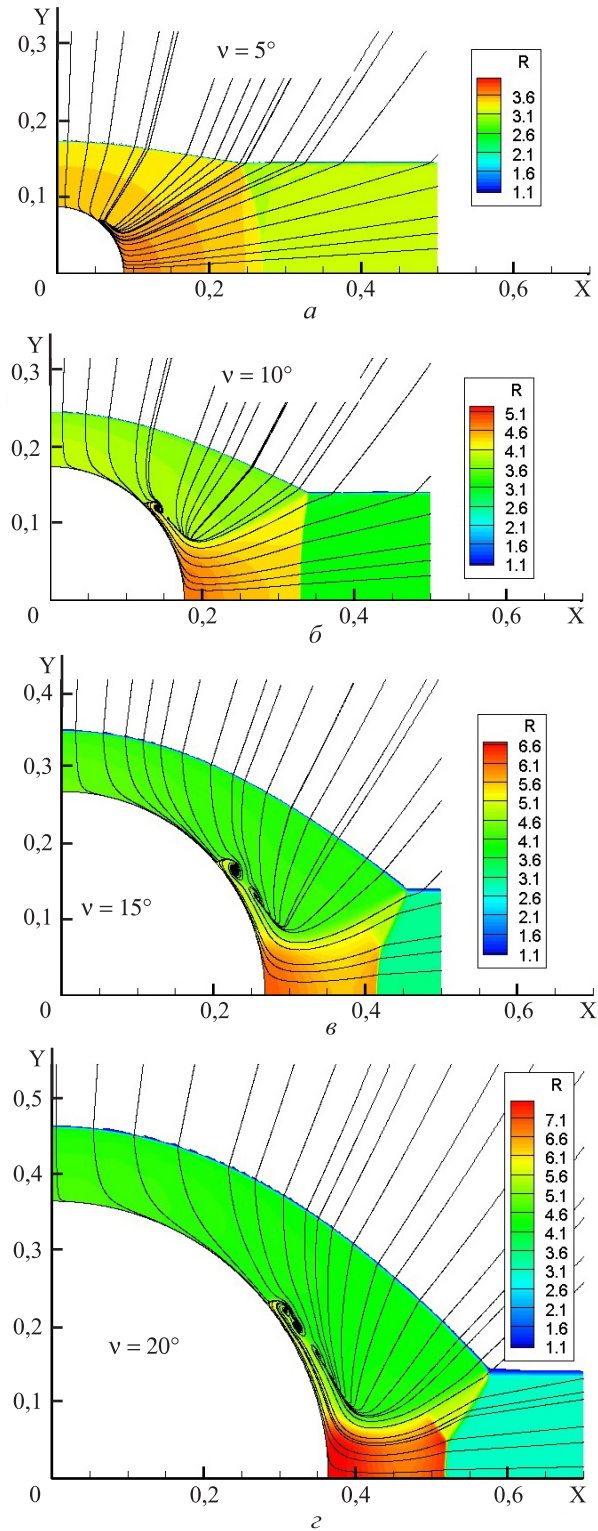
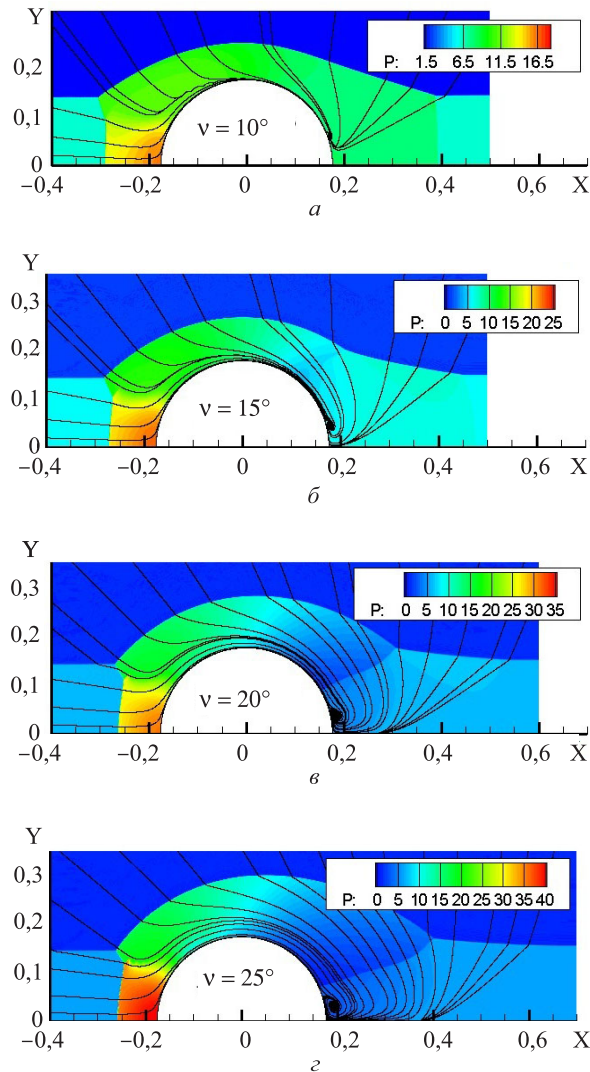


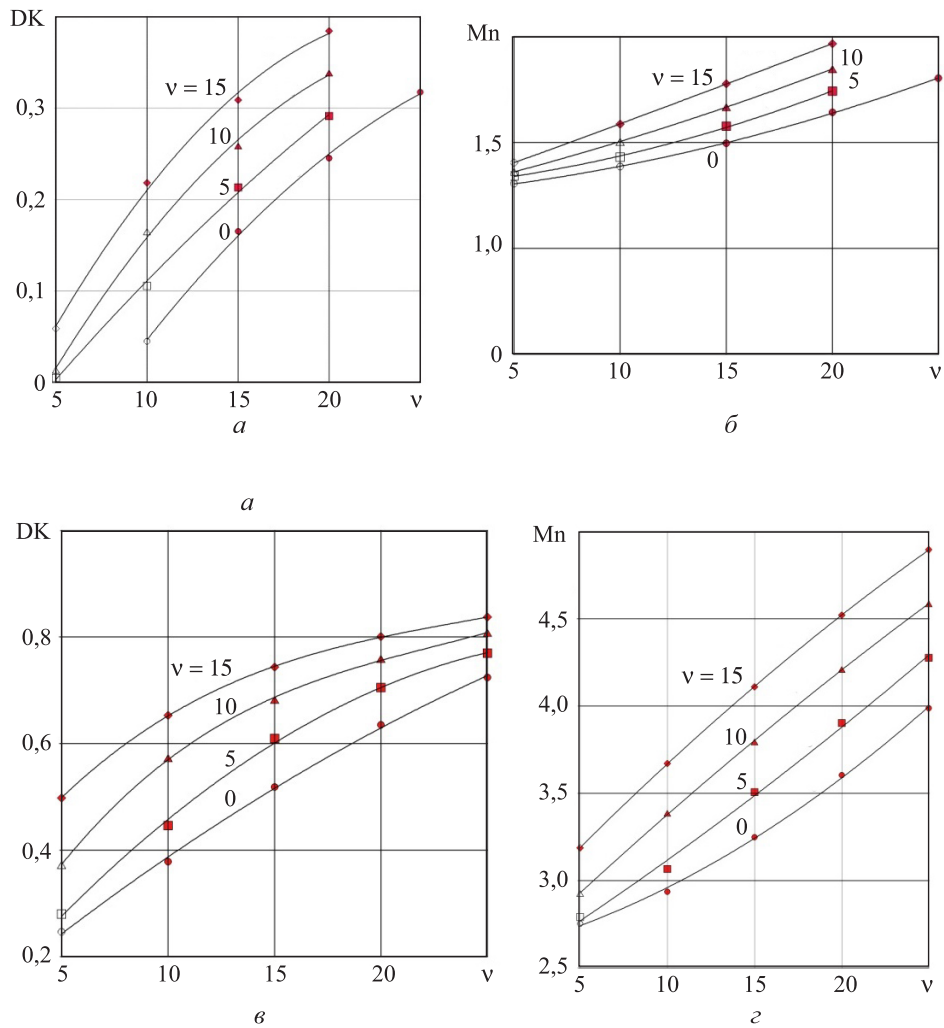
Рис. 8. Распределение плотности  $R$  и линии тока ( $M = 6$ ,  $\alpha = 15^\circ$ ) при угле полураствора конуса  $\nu = 5, 10, 15, 20^\circ$  (*a–г*)



**Рис. 9.** Распределение давления  $P$  и линии тока ( $M = 6$ ,  $\alpha = 15^\circ$ ,  $\nu = 10^\circ$ ) при угле скольжения  $\vartheta = 5, 10, 15, 20^\circ$  (*a–г*)

На рис. 10 и 11 при  $M = 3$  и  $M = 6$  соответственно,  $\alpha = 15^\circ$  и различных значениях углов  $\nu$  и  $\vartheta$  приведены полученные по результатам параметрических расчетов оценки критериальных величин. Красным выделены точки, в которых критерии существования вихревых структур выполнены и вихревые особенности имеются.

Для крыла с углом раскрытия  $180^\circ$  и углом при вершине консолей  $90^\circ$  на режимах с присоединенной головной ударной волной определены значения углов полуконуса  $\nu$ , атаки  $\alpha$  и скольжения  $\vartheta$ , при которых появляются невязкие вихревые структуры. Подтверждена возможность их прогнозирования с помощью установленных ранее критериев.

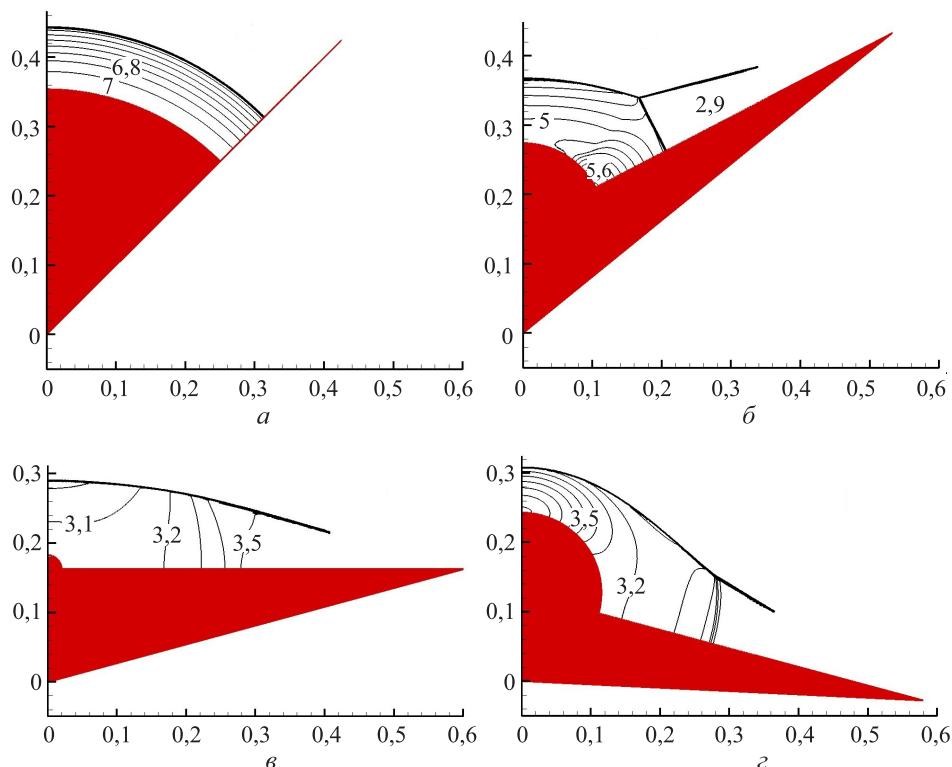


**Рис. 10.** Оценки интенсивности контактного разрыва DK ( $a, в$ ) и нормального числа Маха Mn ( $б, з$ ):

$a, б$  —  $M = 3, \alpha = 15^\circ$ ;  $в, з$  —  $M = 6, \alpha = 15^\circ$

**Аэродинамическое качество крыльев с центральным телом.**

Примеры вариантов геометрии тела и изобары в возмущенной области течения приведены на рис. 11. Поверхность на наветренной стороне (на рис. 11 — верхняя сторона) определяется V-образным крылом с углом раскрытия между лопастями  $\gamma = 90...210^\circ$ . Угол между центральной хордой крыла и передними кромками крыла  $\beta \approx 31^\circ$  ( $\text{tg } \beta = 0,6$ ). Между консолями размещается часть круга с центром в точке пересечения консолей. Радиус круга изменяется от 0,02 до максимально возможного в зависимости от значения угла  $\gamma$  и заданной площади миделя.

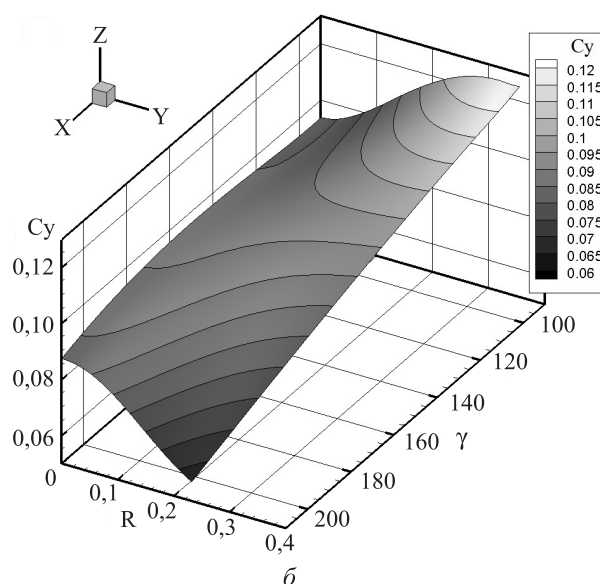
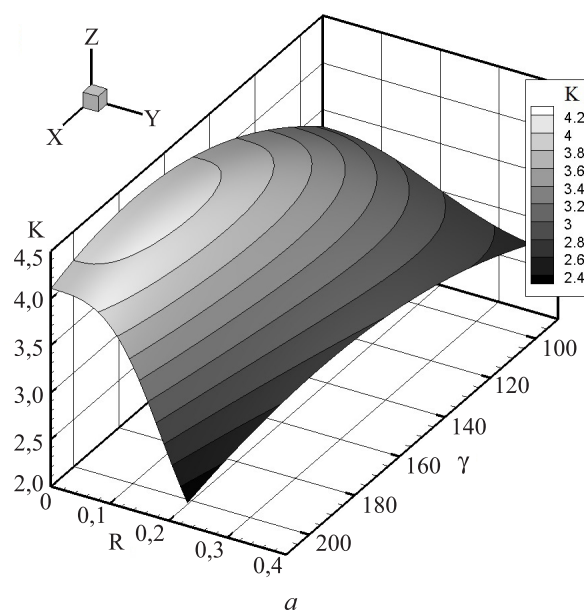


**Рис. 11.** Изолинии давления около тел различной геометрии при  $\gamma = 90^\circ$ ,  $R \approx 0,35$  (а);  $\gamma = 125^\circ$ ,  $R \approx 0,12$  (б);  $\gamma = 180^\circ$ ,  $R = 0,02$  (в);  $\gamma = 210^\circ$ ,  $R \approx 0,11$  (г)

В представленных расчетах площадь миделя фиксирована:  $S_m = 0,5\pi R_m^2$ , где  $R_m = 0,25$ . На рис. 11, а приведен вариант геометрии тела, при котором весь объем тела находится в конусе, а консоли имеют нулевую толщину. Если радиус конуса  $R$  мал и площадь конуса меньше заданной площади миделя, то наветренную сторону смещают так, чтобы суммарная площадь миделя тела соответствовала заданной.

Пусть рассматривается течение при угле атаки  $\alpha = 0$ , подветренная (нижняя) сторона расположена вдоль потока, давление на ней соответствует давлению в набегающем потоке. В зависимости от двух параметров — радиуса конуса  $R$  и угла раскрытия лопастей  $\gamma$  — формируют набор тел, которые могут быть рассчитаны разработанным методом, и определяют их аэродинамические характеристики. Расчеты выполнены при  $M = 6$ . Аэродинамические коэффициенты подъемной силы  $C_y$  и сопротивления  $C_x$  отнесены к площади наветренной стороны лопастей V-образного крыла (эта площадь одинакова для всех вариантов геометрии). При расчете коэффициента сопротивления давление на донном срезе полагают равным нулю, т. е. получают максимальную оценку суммы волнового и донного сопротивлений.

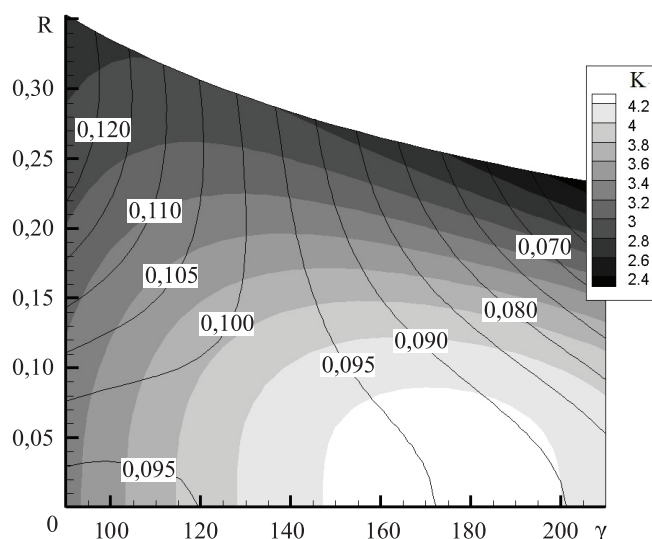
Для наглядного представления результатов на рис. 12 изображены трехмерные проекции, показывающие зависимость аэродинамического качества  $K = C_y/C_x$  и подъемной силы  $C_y$  от параметров  $R$  и  $\gamma$ . Максимальное значение  $K \approx 4,2$  достигается для варианта геометрии тела при  $R \approx 0$  и  $\gamma \approx 180^\circ$  (см. рис. 11, в), наличие конуса с малым радиусом в этом случае практически не влияет на поле течения.



**Рис. 12.** Аэродинамическое качество  $K$  (*a*) и коэффициент подъемной силы  $C_y$  (*б*)

Максимальная подъемная сила реализуется при размещении объема в конусе и значении  $\gamma \approx 90^\circ$  (см. рис. 11, а), аэродинамическое качество при этом существенно снижается ( $K \approx 2,8$ ) относительно максимально возможного.

На рис. 13 в параметрической плоскости отражены аэродинамическое качество и коэффициент подъемной силы. Массив данных для  $R = 0$  дополнен результатами расчета V-образного крыла. При заданном значении коэффициента подъемной силы возможны различные сценарии. Если требуемое значение  $C_y = 0,08$  и менее, то в рамках наложенных ограничений предпочтительнее использовать геометрию с бóльшим значением  $\gamma$  и меньшим значением  $R$ , что позволяет обеспечить  $K \approx 3,8$  (при  $C_y = 0,08$ ). Фактически в этом случае имеется избыток суммарной площади крыла. На рис. 11, з представлен вариант геометрии при  $R = 0,11$  и  $\gamma = 210^\circ$ .



**Рис. 13.** Аэродинамическое качество  $K$  (оттенки серого) и коэффициент подъемной силы (изолинии)

Если требуемое значение  $C_y = 0,090 \dots 0,095$ , то следует выбрать геометрию, для которой  $R = 0$  и  $\gamma \approx 180^\circ$ . В этом случае вся наветренная сторона тела устанавливается под одним углом к набегающему потоку.

Для дальнейшего увеличения значения  $C_y \geq 0,1$  часть объема необходимо переместить в конус, однако это приводит к снижению аэродинамического качества. Относительное положение изолиний  $C_y$  и  $K$  позволяет выбрать лучший вариант (при котором значение  $K$  максимально из всех возможных вариантов). Если требуется получить значение  $C_y = 0,1$ , то следует выбрать геометрию, для которой  $R \approx 0,12$  и  $\gamma \approx 125^\circ$  (см. рис. 11, б).



**Заключение.** Представлены результаты численного исследования структуры течения вблизи V-образных крыльев с центральным телом в рамках модели идеального газа при значениях числа Маха  $M = 3$  и  $M = 6$  на режимах с ударной волной, присоединенной к передним кромкам. Определены значения полуугла конуса  $\nu$  для случая, когда в ударном слое при симметричном обтекании тела возникают невязкие вихревые структуры — вихревые особенности Ферри. Установлено их соответствие полученным ранее критериям существования вихревых структур. Показано, что, поскольку течение около крыла с центральным телом имеет свои особенности, при увеличении угла конуса, несмотря на выполнение указанных критериев, вихревые особенности Ферри исчезают. Установлена существенная зависимость геометрии тела от коэффициента подъемной силы.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Крайко А.Н., Пудовиков Д.Е., Якунина Г.Е. *Теория аэродинамических форм, близких к оптимальным*. Москва, Янус-К, 2001, 132 с.
- [2] Лапыгин В.И., Якунина Г.Е. О формах с максимальным аэродинамическим качеством в сверхзвуковом потоке. *ПММ*, 2009, т. 73, вып. 5, с. 717–730.
- [3] Кюхеманн Д. *Аэродинамическое проектирование самолетов*. Москва, Машиностроение, 1983, 655 с.
- [4] Майкапар Г.И., Пятнова А.И. Выбор основных параметров крыла с V-образным поперечным сечением. *Ученые записки ЦАГИ*, 1984, т. XV, № 1, с. 104–109.
- [5] Майкапар Г.И. Замечания к газодинамическому конструированию сверхзвуковых летательных аппаратов. *Ученые записки ЦАГИ*, 2005, т. XXXVI, № 3–4, с. 59–67.
- [6] Nonweiler T.R.F. Delta Wings of Shape Amenable to Exact Shock-Wave Theory. *Journal of the Royal Aeronautical Society*, 1963, vol. 67, pp. 39–40.
- [7] Гонор А.Л. О пространственных телах наименьшего сопротивления при больших сверхзвуковых скоростях. *ПММ*, 1963, вып. 1, с. 25–30.
- [8] Голубинский А.И., Келдыш В.В., Нейланд В.Я. Некоторые новые результаты в сверхзвуковой и гиперзвуковой газовой динамике. *Современные проблемы газовой динамики. Сб. трудов*. Москва, Мир, 1971.
- [9] Зубин М.А., Максимов Ф.А., Остапенко Н.А. Критерии существования невязких вихревых структур в ударных слоях конических течений газа. *Доклады РАН*, 2014, т. 434, № 3, с. 282–288.
- [10] Maximov F.A., Ostapenko N.A., Zubin M.A. Conical flows near V-shaped wings with attached shock waves on leading edges. *Progress in flight physics. EUCAAS advances in aerospace sciences book series*. Москва, TORUS PRESS, 2015, vol. 7, pp. 453–474.
- [11] Зубин М.А., Максимов Ф.А., Остапенко Н.А. Об условиях существования вихревых особенностей Ферри в сверхзвуковых конических течениях. *Изв. РАН, МЖГ*, 2015, № 1, с. 113–134.
- [12] Авдеевский В.С., Грецов В.К. Исследование трехмерного отрывного обтекания полуконусов, установленных на плоской пластине. *Изв. АН СССР, МЖГ*, 1970, № 6, с. 112–115.

Статья поступила в редакцию 19.03.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Зубин М.А., Максимов Ф.А., Остапенко Н.А. V-образные крылья с центральным телом в сверхзвуковом потоке. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 5. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-5-1763>

*Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на Международной научной конференции «Фундаментальные и прикладные задачи механики», посвященной 170-летию со дня рождения великого русского ученого Николая Егоровича Жуковского. МГТУ им. Н.Э.Баумана, 24–27 октября 2017 г.*



**Зубин Михаил Адольфович** — канд. физ.-мат. наук, ведущий научный сотрудник Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова, НИИ механики МГУ. Область научных интересов: аэромеханика и газовая динамика, сверх- и гиперзвуковые течения, взаимодействие ударных волн с пограничным слоем.  
e-mail: [zubinma@mail.ru](mailto:zubinma@mail.ru)



**Максимов Федор Александрович** — д-р техн. наук, ведущий научный сотрудник ИАП РАН, Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова, НИИ механики МГУ. Область научных интересов: аэродинамика, численное моделирование, математическое моделирование природных явлений.  
e-mail: [f\\_a\\_maximov@mail.ru](mailto:f_a_maximov@mail.ru)



**Остапенко Николай Андреевич** — д-р физ.-мат. наук, заместитель по НИР директора НИИ механики Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова. Заслуженный научный сотрудник МГУ, лауреат премий им. М.В. Ломоносова и Н.Е. Жуковского. Область научных интересов: теория сверхзвуковых конических течений газа, взаимодействие ударных волн с пограничным слоем, аэродинамика пространственных тел и крыльев при сверх- и гиперзвуковых скоростях, проникание и динамика тел в плотных средах, задачи оптимального профилирования.  
e-mail: [ostap@imec.msu.ru](mailto:ostap@imec.msu.ru)

## V-shaped wings and a central body in a supersonic flow

© M.A. Zubin<sup>1</sup>, F.A. Maksimov<sup>1,2</sup>, N.A. Ostapenko<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Institute of Mechanics, Lomonosov Moscow State University,  
Moscow, 119192, Russia

<sup>2</sup>Institute for Computer-Aided Design, Russian Academy of Sciences,  
Moscow, 123056, Russia

*We present results of a numerical investigation of flow structure around V-shaped wings featuring a central body in the form of a truncated cone. The investigation assumed the ideal gas model, with a shock wave attached at the leading edges. We determined the cone half-angle for the case when inviscid vortex structures arise in the shock layer when the flow around the body is symmetrical. These structures are known as Ferri vortex singularities. We found that their appearance and existence are in good agreement with criteria derived previously. These criteria are related to the intensity of the contact discontinuity originating in branching points of the leading shock wave and to the Mach number of that component of the undisturbed flow velocity vector that is perpendicular to the conical coordinate system ray passing through the same branching point.*

*For a wing featuring a 180° aperture angle and a 90° angle between cantilevers (half-cone on a plate) we determine the angles of the half-cone, attack and yaw that cause inviscid vortex structures to appear. We confirm that it is possible to predict them using the criteria determined previously.*

*We investigated the way the cone affects the aerodynamic fineness of its composition with the V-shaped wing when the Mach number  $M = 6$ . We found that optimum body geometry depends heavily on the value the lift coefficient takes. When this value increases, the composition may comprise a central body and feature the aperture angle of the V-shaped wing  $\gamma > \pi$ ; it may be a flat triangular wing and a V-shaped wing with the angle  $\gamma < \pi$ .*

**Keywords:** *V-shaped wing, supersonic flows, simulation, vortex singularities*

### REFERENCES

- [1] Krayko A.N., Pudovikov D.E., Yakunina G.E. *Teoriya aerodinamicheskikh form, blizkikh k optimalnym* [Theory of nearly optimum aerodynamic shapes]. Moscow, Yanus-K Publ., 2001, 132 p.
- [2] Lapygin V.I., Yakunina G.E. *PMM — J. Appl. Math. Mech.*, 2009, vol. 73, no. 5, pp. 717–730.
- [3] Küchemann D. *Aerodynamic design of aircraft*. Oxford, Pergamon Press, 574 p. [In Russ.: Küchemann D. *Aerodinamicheskoe proektirovanie samoletov*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1983, 655 p.]
- [4] Maykapar G.I., Pyatnova A.I. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 1984, vol. XV, no. 1, pp. 104–109.
- [5] Maykapar G.I. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2005, vol. XXXVI, no. 3–4, pp. 59–67.
- [6] Nonweiler T.R.F. *Journal of the Royal Aeronautical Society*, 1963, vol. 67, pp. 39–40.
- [7] Gonor A.L. *PMM — J. Appl. Math. Mech.*, 1963, no.1, pp. 25–30.
- [8] Golubinskiy A.I., Keldysh V.V., Neyland V.Ya. *Nekotorye novye rezultaty v sverkhzvukovoy i giperzvukovoy gazovoy dinamike* [Certain new results in supersonic and hypersonic gas dynamics] *Sovremennye problemy gazovoy dinamiki. Sb. trudov* [Contemporary problems of gas dynamics]. Moscow, Mir Publ., 1971.

- [9] Zubin M.A., Maksimov F.A., Ostapenko N.A. *Dokl. Phys.*, 2014, vol. 434, no. 3, pp. 282–288.
- [10] Maksimov F.A., Ostapenko N.A., Zubin M.A. Conical flows near V-shaped wings with attached shock waves on leading edges. *Progress in flight physics. EUCAAS advances in aerospace sciences book series*. Moscow, TORUS PRESS, 2015, vol. 7, pp. 453–474.
- [11] Zubin M.A., Maksimov F.A., Ostapenko N.A. *Izv. RAN, MZhG — Fluid Dynamics. A Journal of Russian Academy of Sciences*, 2015, no. 1, pp. 113–134.
- [12] Avduevskiy V.S., Gretsov V.K. *Izv. AN SSSR, MZhG — Fluid Dynamics*, 1970, no. 6, pp. 112–115.

**Zubin M.A.**, Cand. Sc. (Phys.-Math.), Leading Research Fellow, Lomonosov Moscow State University, Institute of Mechanics. Specialises in aeromechanics and gas dynamics, supersonic and hypersonic flows, interaction between shock waves and boundary layers. e-mail: zubinma@mail.ru

**Maksimov F.A.**, Dr. Sc. (Eng.), Leading Research Fellow, Institute for Computer-Aided Design, Russian Academy of Sciences, Lomonosov Moscow State University, Institute of Mechanics. Specialises in aerodynamics, numerical simulation, mathematical modelling of natural phenomena. e-mail: f\_a\_maximov@mail.ru

**Ostapenko N.A.**, Dr. Sc. (Phys.-Math.), Deputy Director for Research and Development, Institute of Mechanics, Lomonosov Moscow State University. Honoured Research Scientist of Lomonosov Moscow State University, Laureate of the M.V. Lomonosov and N.E. Zhukovskiy awards. Specialises in theory of supersonic conical flows, interaction between shock waves and boundary layers, aerodynamics of three-dimensional bodies and wings at supersonic and hypersonic speeds, penetration and dynamics of bodies in dense media, optimum profiling problems. e-mail: ostap@imec.msu.ru