

УДК 533.6

ВЛИЯНИЕ ВИХРЕВОЙ СИСТЕМЫ ТРЕУГОЛЬНОГО КРЫЛА НА ОБТЕКАНИЕ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

© 2025 г. В. Е. Борисов, Т. В. Константиновская*, А. Е. Луцкий

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

**e-mail: konstantinovskaya.t.v@gmail.com*

Поступила в редакцию 20.01.2025 г.

После доработки 27.02.2025 г.

Принята к публикации 27.02.2025 г.

Рассматриваются вихревые структуры, образующиеся за треугольным крылом при его обтекании сверхзвуковым потоком. Исследуется зависимость этих структур от угла атаки и от числа Маха набегающего потока, а также их влияние на аэродинамические свойства прямого крыла, расположенного вниз по потоку. Рассмотрены режимы $M = 2, 3$, $\alpha = 10^\circ, 14^\circ, 20^\circ$. Численные данные получены на многопроцессорной гибридной суперкомпьютерной системе К-60 в ЦКП ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

Ключевые слова: сверхзвуковой поток, треугольное крыло, вихревая система треугольного крыла, вторичные вихри, аэродинамические характеристики крыла

DOI: 10.31857/S1024708425030109

При полете скоростных летательных аппаратов, как правило, возникают различные вихревые системы, вызываемые отрывом на различных элементах конструкции. Взаимодействуя с корпусом, эти вихри влияют на общие характеристики, устойчивость и управляемость летательного аппарата. В зависимости от формы летательного аппарата и режимов полета вихревые потоки могут быть очень сложными и включать в себя взаимодействие между несколькими вихрями, между вихрями и ударными волнами, а также между компонентами летательного аппарата.

Важным примером генератора вихрей являются треугольные крылья. Интерес к этим объектам вызван многими причинами. Треугольные крылья широко применяются в авиации начиная с пятидесятых годов XX в. Хорошо известны такие летательные аппараты, как истребители МиГ-21 и Mirage III, которыми были оснащены ВВС многих стран. Среди аэрокосмических аппаратов необходимо отметить, в первую очередь, “Буран” и Space Shuttle. Кроме того, для треугольных крыльев наблюдаются различные типы взаимодействий: нескольких вихрей между собой, вихря с ударной волной, вихря с твердой поверхностью. Все это представляет значительный теоретический интерес.

В настоящее время интерес к треугольным крыльям в аэрокосмической отрасли усиливается в связи с разработкой многоразовых космических систем [1]. Здесь необходимо отметить космический аппарат Starship [2], вторая ступень которого имеет треугольные аэродинамические поверхности в носовой и хвостовой частях.

Широкое использование треугольных крыльев стимулировало активные исследования их аэродинамики в нашей стране и за рубежом [3–12].

Самая ранняя попытка систематизировать сверхзвуковые потоки вокруг треугольных крыльев при различных условиях обтекания для различных геометрических форм крыльев была предпринята в работе [3]. Изучив все имеющиеся экспериментальные данные, Стэнбрук и Сквайр предложили классификацию моделей обтекания на основе составляющей угла атаки, нормальной к передней кромке α_N , и составляющей числа Маха, нормальной к передней кромке, M_N . Они разделили потоки на два типа: присоединенный поток и поток с отрывом на боковой кромке. Граница между этими двумя типами существует вблизи $M_N = 1$ и известна как граница Стэнбрука–Сквайра. Граница $M_N = 1$ соответствует режимам с дозвуковой и сверхзвуковой кромками. В последующих работах были выявлены различные характерные элементы течения и классификация была значительно усложнена с учетом новых деталей. Так в работе [9] предложена

классификация течений по шести типам в зависимости от α_N и M_N , а именно: (I) классический вихрь, (II) вихрь с ударной волной, (III) отрывной пузырь с ударной волной, (IV) отрыв, вызванный ударной волной, (V) ударная волна без отрыва и (VI) отрывной пузырь без ударной волны. В работе [10] предложена аналогичная классификация для крыльев значительно большей толщины. В работах [11, 12] были обнаружены новые детали течения и выполнена классификация режимов. Основными особенностями течения на подветренной стороне крыла в широком диапазоне значений $M_N < 0.8$ являются вихревая пелена (первичный вихрь), сходящая с острых передних кромок крыла, которая сворачивается в пару основных вихрей, над, под и между которыми возможно появление внутренних ударных волн. Поток, отрываясь от передних кромок, присоединяется вдоль некоторой линии, которая является линией растекания. Присоединение потока вызывает повышение давления в месте присоединения. Под областью основного вихря формируется зона пониженного давления. Пик разрежения соответствует проекции ядра основного вихря на плоскость крыла. С увеличением угла атаки интенсивность основного вихря увеличивается, разрежение на подветренной стороне крыла усиливается. Неблагоприятный градиент давления (рост давления на участке между пиком разрежения и передней кромкой) может оказаться достаточным для отрыва пограничного слоя вдоль линии стекания. Возникает вторичный отрыв потока (вторичный вихрь). Его присоединение происходит вдоль линии растекания. На распределение давления по поверхности крыла вторичный отрыв оказывает существенно меньшее влияние. Как правило, локальный минимум давления под вторичным вихрем и максимум давления, соответствующий линии присоединения, выражены слабо.

Активные исследования вихревых структур, образующихся при обтекании аэрокосмических аппаратов, фактически, привели к формированию специальной области аэродинамики — аэродинамике концентрированных вихревых структур [13, 14].

Как видно из представленного краткого обзора, свойства течения непосредственно над подветренной стороной треугольного крыла достаточно хорошо изучены. Что касается эволюции вихревой системы на удалении от крыла, то здесь остается много открытых вопросов, хотя и есть публикации о взаимодействии основного вихря с ударной волной на задней кромке. Специального внимания требует вопрос о влиянии этой вихревой структуры на обтекание элементов конструкции, расположенных вниз по потоку. В работе [15] для дозвукового течения (скорости 50 м/с и 60 м/с) проведено численно-экспериментальное исследование влияния вихря, генерируемого треугольным крылом, на обтекание стреловидного крыла, расположенного вниз по потоку. Получены зависимости аэродинамических коэффициентов от высоты вихревого следа над крылом. Выявлены признаки отрыва потока на стреловидном крыле под действием вихревого следа. Эти результаты, несомненно, представляют большой интерес. Однако перенос свойств дозвукового течения на сверхзвуковые режимы требует специального исследования.

В настоящей работе исследуются вихревые системы, образующиеся при сверхзвуковом обтекании (при числе Маха набегающего потока $M = 2, 3$ и числе Рейнольдса $Re = 1 \cdot 10^7$ соответствующему линейному размеру в 1 м) треугольного крыла с острыми кромками и углом стреловидности 78° [12]. Изучается влияние числа Маха и угла атаки на интенсивность вихрей и положение в пространстве их осей. Рассмотрено влияние вихревой системы треугольного крыла на обтекание прямоугольного крыла, расположенного на некотором расстоянии ниже по потоку от задней кромки треугольного крыла.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для исследования задачи рассматривалось сверхзвуковое обтекание треугольного крыла с острыми кромками и углом стреловидности $\chi = 78^\circ$. Длина его корневой хорды составляла $b_0 = 0.526$ м, полуразмах 0.1118 м.

На рис. 1 представлена схема расчетной области: а) для задачи обтекания треугольного крыла, рассматриваемой в первой части работы, б) для задачи влияния вихревой системы треугольного крыла на обтекание прямоугольного крыла, рассматриваемой во второй части работы.

При численных расчетах использовались неструктурированные сетки, состоящие из криволинейных гексаэдров. Для первой задачи число ячеек было порядка 7.5 млн, для второй порядка 12.5 млн.

Расчет выполнен в связанной системе координат. В счетной области задавалась декартова система координат, начало которой совпадает с вершиной треугольного крыла; ось Ox направлена вдоль корневой хорды, Oz перпендикулярна плоскости симметрии. Срединная поверхность крыла лежит в плоскости $z = 0$. При рассмотренных числах Маха $M = 2, 3$ нормальное число Маха $M_N = M \cos(\chi)$ принимает значения 0.416 и 0.624 соответственно, т. е. передняя кромка является дозвуковой.

Численные данные были получены с использованием авторского программного комплекса ARES [16] расчета трехмерных турбулентных течений вязкого сжимаемого газа, который был разработан и программно реализован в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. Более подробно математическая модель и численный алгоритм описаны в [17].

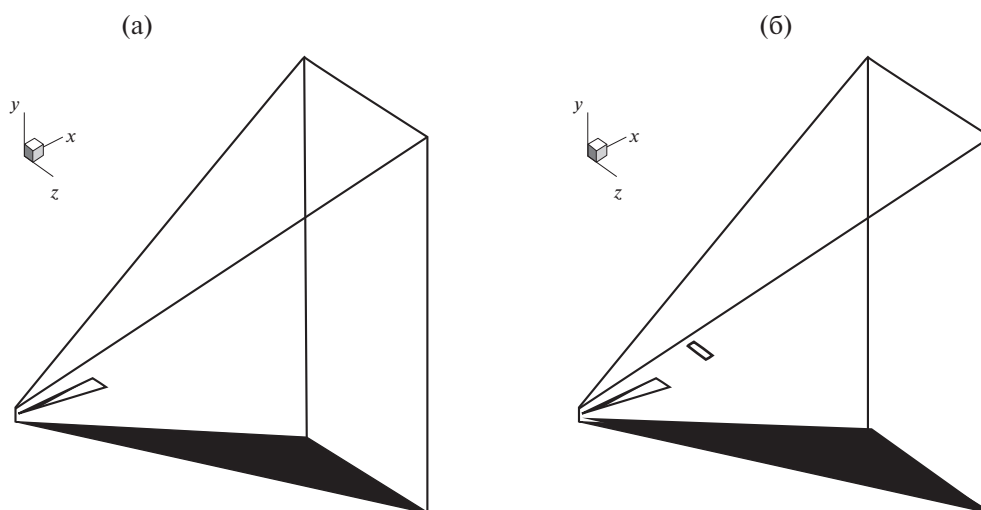


Рис. 1. Схема расчетной области: треугольное крыло (а), система двух крыльев (б).

Численные расчеты были проведены на гибридной суперкомпьютерной системе К-60 [18] в ЦКП ИПМ им. М.В. Келдыша РАН с использованием 196 процессоров.

В рассматриваемом диапазоне чисел Маха и углов атаки вихревая система состоит из следующих основных элементов. Над подветренной стороной крыла формируется вихрь на боковой кромке (первичный вихрь), основной вихрь и вторичный вихрь — рис. 2. На этом рисунке показаны распределение x -составляющей ротора скорости (завихренности) Ω_x (X Vorticity) и линии тока в поперечном сечении $x = 0.45$, пересекающем крыло вблизи задней кромки. Вторичный вихрь вызван отрывом пограничного слоя, который возникает из-за роста давления по направлению к боковой кромке. Вторичный вихрь имеет направление вращения, противоположное направлению вращения основного вихря.

1. ВЛИЯНИЕ УГЛА АТАКИ НА ПАРАМЕТРЫ ВИХРЕВОЙ СИСТЕМЫ

Рассматривается обтекание треугольного крыла при числе Маха набегающего потока $M = 2$ и углах атаки $\alpha = 10^\circ$ и $\alpha = 20^\circ$ (угол между вектором скорости набегающего потока и осью Ox).

На рис. 2 видно, что вихревая область при $\alpha = 20^\circ$ имеет несколько большие размеры, чем при $\alpha = 10^\circ$. Кроме того, для $\alpha = 20^\circ$ ось вихря располагается на большем расстоянии от поверхности крыла и ближе к плоскости симметрии. Последний факт будет дополнительно проиллюстрирован на последующих рисунках. Общий вид вихревых систем в пространстве для двух вариантов углов атаки представлен на рис. 3, где изображена изоповерхность модуля ротора скорости (завихренности) $V_{ort} = 100$. Видно, что с ростом угла атаки основной вихрь становится шире.

Как показали ранее выполненные исследования, во многих случаях ось основного вихря достаточно хорошо идентифицируется как 3D линия, на которой достигается минимум давления в сечениях $x = \text{const}$.

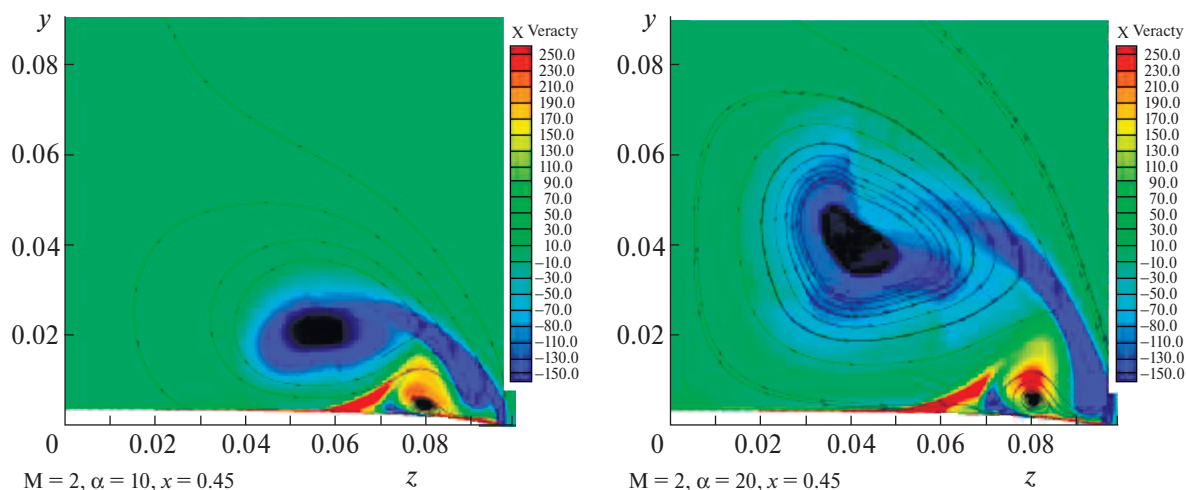


Рис. 2. Сечение $x = 0.45$. Распределение продольной завихренности X Vorticity, траектории частиц в проекции на плоскость $x = \text{const}$, $\alpha = 10^\circ$ (слева), $\alpha = 20^\circ$ (справа).

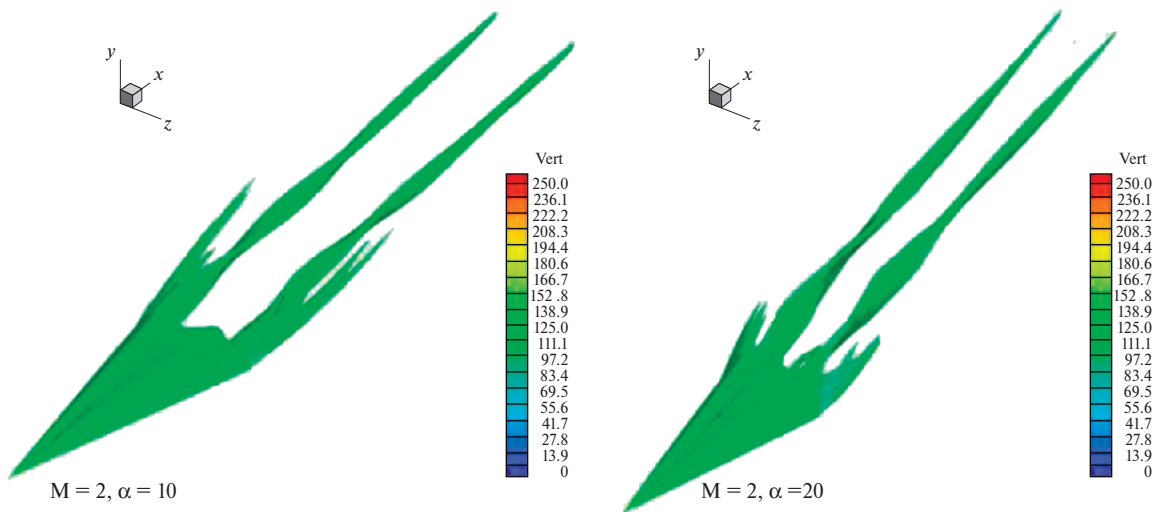


Рис. 3. Изоповерхность ($Vort = 100$) модуля ротора скорости; $\alpha = 10^\circ$ (слева), $\alpha = 20^\circ$ (справа).

Этот факт подтверждается также результатами других авторов, например [19]. Линия минимальной плотности соответствует оси вторичного вихря. Вихрь на кромке представлен линией максимальной завихренности. На рис. 4 положение осей вихрей в пространстве изображено для варианта $M = 2$, $\alpha = 10^\circ$.

Как видно на рис. 4, оси вторичного и вихря на боковой кромке претерпевают значительные деформации в области за крылом. На некотором расстоянии вниз по потоку все оси практически сливаются. Трансформация вихревой системы вызвана ударной волной на задней кромке крыла.

На рис. 5 показано распределение давления и завихренности вблизи задней кромки в плоскости, проходящей через ось основного вихря. Задача о взаимодействии сверхзвукового вихря с наклонным скачком к настоящему времени достаточно хорошо исследована — [20–22]. В частности, в работе [20] показано, что тип взаимодействия (слабый, умеренный, сильный) в значительной степени определяется дефицитом продольной скорости V_x/V_∞ вдоль оси вихря. На оси основного вихря скорость достаточно велика (даже превышает скорость набегающего потока). Поэтому для основного вихря реализуется слабый тип взаимодействия с ударной волной, при котором вихрь и ударная волна претерпевают незначительные изменения. Для вторичного вихря и вихря на кромке дефицит скорости составляет соответственно 0.05 и 0.43. Реализуется сильный тип взаимодействия с практически полным разрушением вихря и значительной деформацией поверхности ударной волны.

Влияние угла атаки на вихревую систему иллюстрируется рис. 6, где изображены оси основного вихря в проекции на плоскости xOy и xOz . Видно, что для обоих режимов углы наклона осей в плоскости xOy увеличиваются под воздействием ударной волны. Ось основного вихря при большем угле атаки располагается значительно выше. Расстояние между осями в вертикальном направлении увеличивается при удалении от крыла. В плоскости xOz также наблюдается резкое изменение углов наклона осей под действием ударной

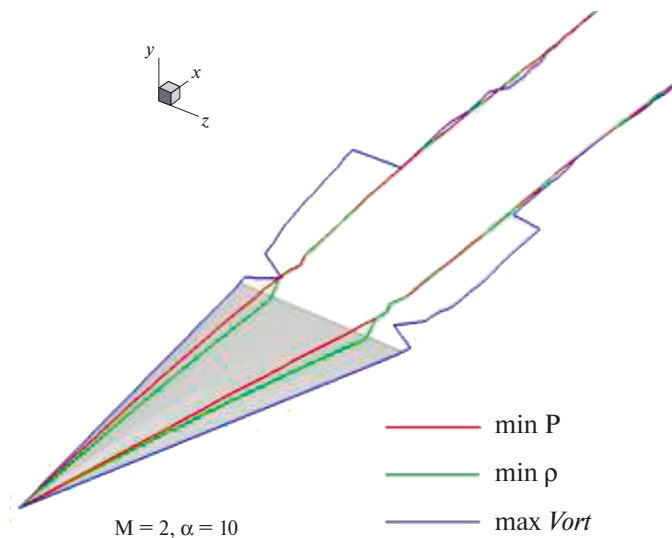


Рис. 4. Оси вихрей: первичного (на боковой кромке), основного и вторичного. $M = 2$, $\alpha = 10^\circ$.

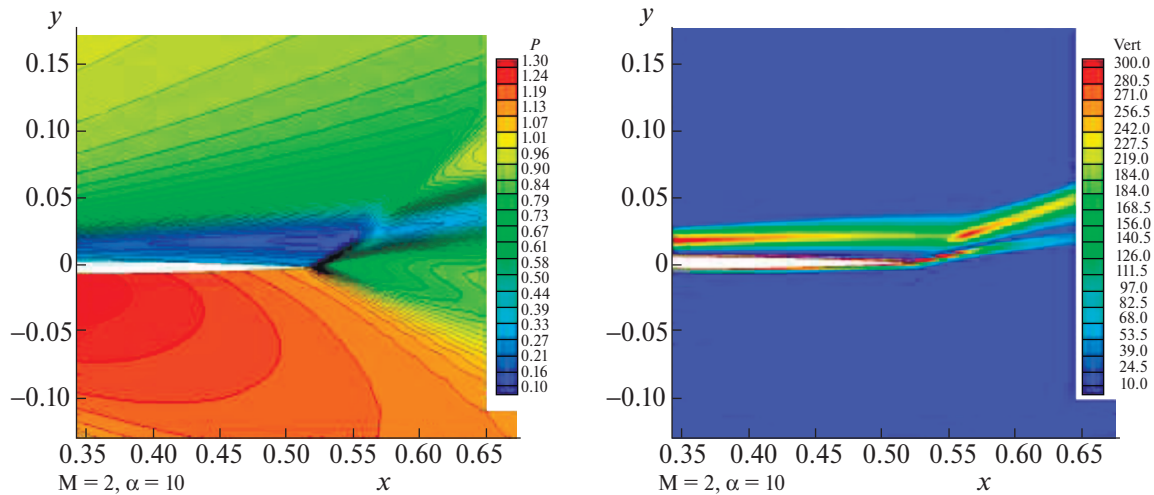


Рис. 5. Распределение давления (слева) и завихренности (справа) в плоскости, проходящей через ось основного вихря.

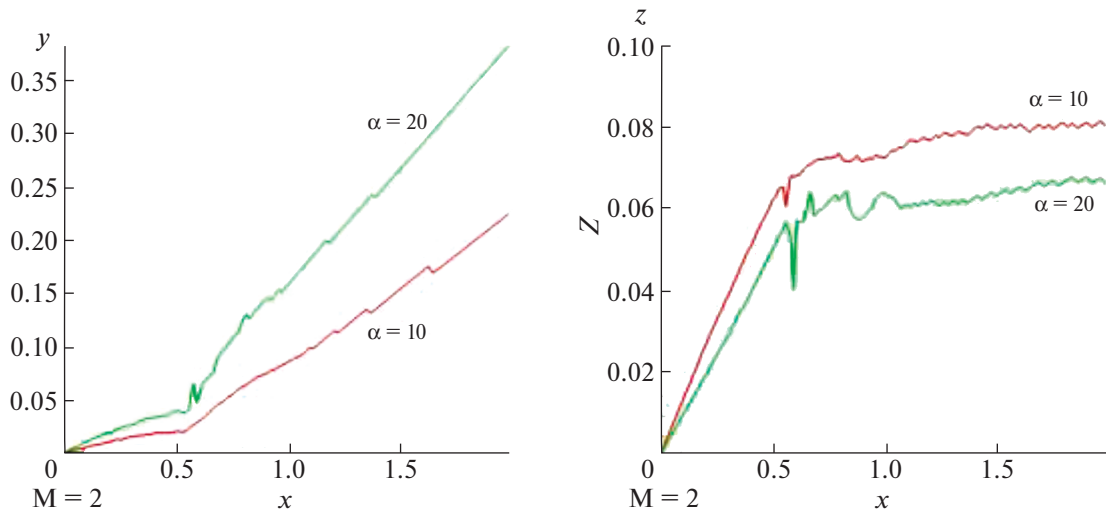


Рис. 6. Координаты осей основного вихря в плоскостях xOy (слева) и xOz (справа).

волны. После взаимодействия расстояние от плоскости симметрии в поперечном направлении при удалении от крыла увеличивается очень медленно. Как уже упоминалось при анализе рис. 2, ось основного вихря при $\alpha = 20^\circ$ располагается несколько ближе к плоскости симметрии.

В табл. 1 представлены аэродинамические коэффициенты C_d , C_l в скоростной системе координат. В первом столбце приведен коэффициент сопротивления трения C_{df} . Как видно, вклад силы трения в общее сопротивление не превышает 11%. Можно отметить также, что сопротивление трения при изменении угла атаки меняется незначительно, поэтому наблюдаемое изменение аэродинамических коэффициентов обусловлено, главным образом, действием сил давления.

Для прямоугольного крыла в несжимаемом потоке существует простая линейная связь между подъемной силой и интенсивностью (циркуляцией) вихревой системы [23, 24]. Для рассматриваемого случая сверхзвукового обтекания треугольного крыла вопрос значительно сложнее [14, 25, 26], однако, зависимость, близкая к линейной, наблюдается. При увеличении угла атаки в 2 раза (с 10° до 20°) коэффициент C_y (в связанной системе координат) увеличивается в 2.1 раза. При этом нормированный (нормировка на скорость набегающего потока) интеграл от продольной составляющей ротора скорости $\int \Omega_x dS / M \sqrt{\gamma}$ в сечении $x = 1.2$ увеличивается по модулю в 2.2 раза, табл. 2.

Таблица 1. Аэродинамические коэффициенты треугольного крыла в зависимости от угла атаки α при $M = 2$

α	C_{df}	C_d	C_l	$K = C_l/C_d$
10°	5.721e-003	0.0489	0.2399	4.9066
20°	5.238e-003	0.1807	0.4790	2.6507

Таблица 2. Величина $\int \Omega_x dS / M\sqrt{\gamma}$ в сечении $x = 1.2$

α	$\int \Omega_x dS / M\sqrt{\gamma}$
10°	-0.0452
20°	-0.1011

Как видно на рис. 7, где показано распределение давления в поперечном сечении $x = 1.2$, основные вихри отчетливо локализованы в виде областей низкого давления. При этом, как и на рис. 6, видно, что при $\alpha = 20^\circ$ вихрь располагается значительно выше, чем при $\alpha = 10^\circ$.

ВЛИЯНИЕ ЧИСЛА МАХА НА ПАРАМЕТРЫ ВИХРЕВОЙ СИСТЕМЫ

В этой части работы рассматривается обтекание треугольного крыла при угле атаки $\alpha = 14^\circ$ (угол между вектором скорости набегающего потока и Ox) и числах Маха набегающего потока $M = 2$ и $M = 3$.

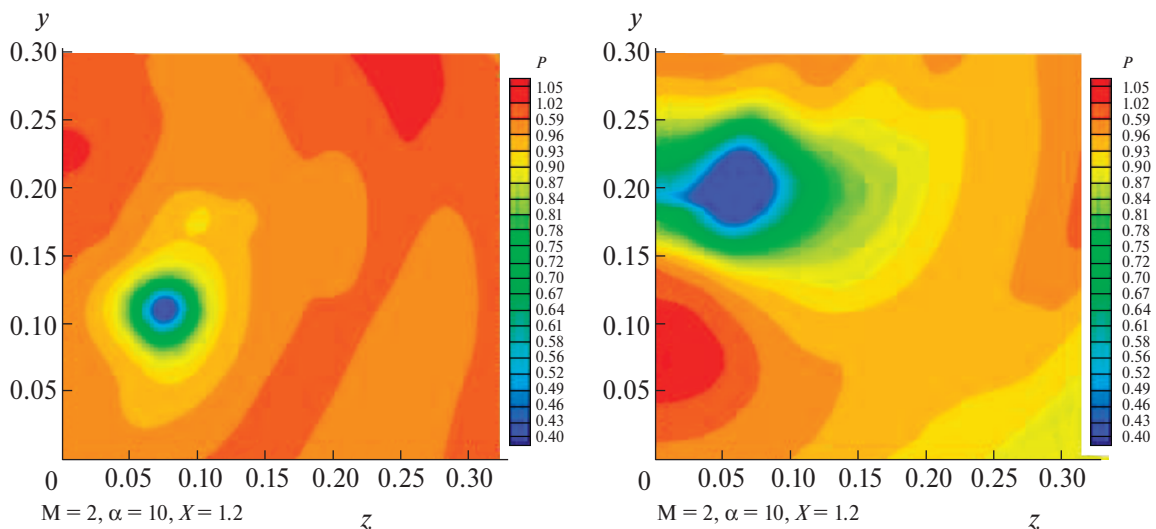
При изменении числа Маха в рассмотренном диапазоне основная структура течения остается такой же, как она описана в предыдущем разделе. Она содержит структурообразующие вихри: основной, вторичный и на боковой кромке. При росте числа Маха слияние осей этих структурообразующих вихрей за крылом происходит ближе к задней кромке крыла.

Установлено, что основной вихрь продолжается далеко за концевую кромку крыла в виде отчетливой структуры. При этом для течения с $M = 3$ вихревые структуры претерпевают несколько большие возмущения.

На рис. 8 изображены оси основного вихря в проекции на плоскости xOy и xOz , изменение положения которых иллюстрирует влияние числа Маха на вихревую систему. Так, с увеличением числа Маха координата y изменяется незначительно, происходит небольшое смещение положения оси основного вихря в основном по координате z . При увеличении числа Маха ось вихря располагается несколько ближе к плоскости симметрии. При этом угол наклона оси остается практически неизменным с увеличением числа Маха.

В табл. 3 представлены аэродинамические коэффициенты (в скоростной системе координат) при разных числах Маха набегающего потока для крыла под углом атаки $\alpha = 14^\circ$. Как и при исследовании влияния атаки, можно проследить близкую к линейной связь между величиной подъемной силы и интенсивностью вихревой системы. При увеличении Маха в 1.5 раза (с 2 до 3) коэффициент C_y уменьшается в 1.3 раза, а коэффициент C_x увеличивается в 1.26 раз. Одновременно с этим интеграл от продольной составляющей нормированного ротора скорости $\int \Omega_x dS / M\sqrt{\gamma}$ в представленных сечениях по x (табл. 4) уменьшается по модулю в 1.25 раза.

Весьма важно отметить, что величина $\int \Omega_x dS / M\sqrt{\gamma}$ изменяется очень незначительно от сечения к сечению, что свидетельствует о достаточно слабом проявлении диссипативных эффектов (табл. 4). Кроме того, приведенные данные табл. 3 и 4 показывают, что, как и для выше рассмотренного влияния угла атаки крыла, зависимости в сверхзвуковых течениях значительно сложнее, чем для несжимаемых течений. В частности, в данном случае наблюдается следующий эффект: при росте числа Маха M интеграл от продольной состав-

**Рис. 7.** Распределение давления в поперечном сечении $x = 1.2$, $\alpha = 10^\circ$ (слева), $\alpha = 20^\circ$ (справа).

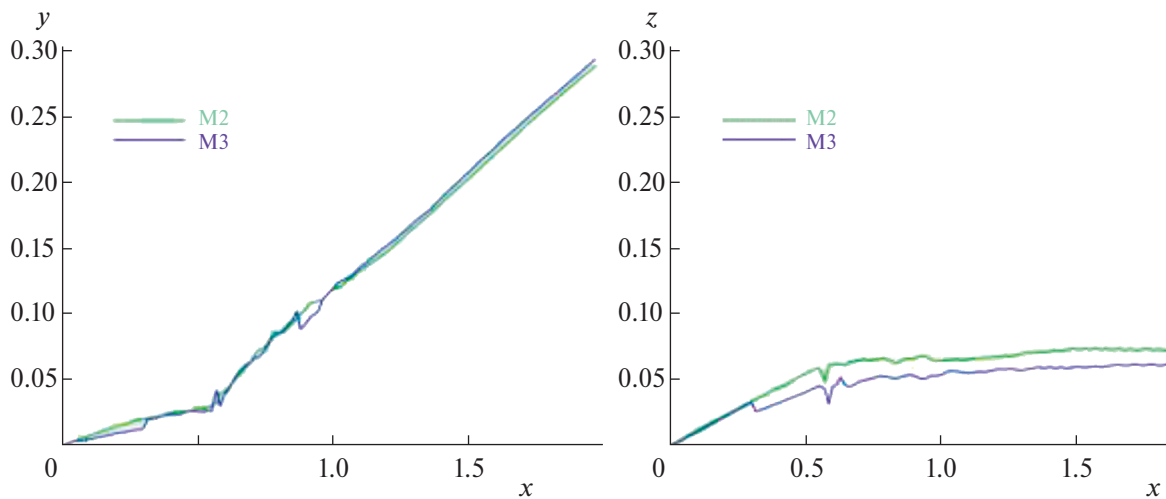


Рис. 8. Координаты осей основного вихря в плоскостях xOy (слева) и xOz (справа) для $M = 2$ и $M = 3$, $\alpha = 14^\circ$.

Таблица 3. Аэродинамические коэффициенты треугольного крыла в зависимости от числа Маха при $\alpha = 14^\circ$

M	C_{df}	C_d	C_l	$K = C_l/C_d$
2	$5.518 \cdot 10^{-3}$	0.0909	0.3388	3.7259
3	$4.803 \cdot 10^{-3}$	0.0809	0.2627	3.2466

Таблица 4. Величина $\int \Omega_x dS / M\sqrt{\gamma}$ в сечениях $x = 0.7$, $x = 1.2$ и $x = 1.7$

M	$x = 0.7$	$x = 1.2$	$x = 1.7$
2	-0.0689	-0.0682	-0.0674
3	-0.0547	-0.0545	-0.0547

ляющей нормированного ротора скорости уменьшается по модулю вместе с коэффициентом подъемной силы.

На рис. 9 показано распределение давления в поперечном сечении $x = 1.2$ при $M = 2$ (слева) и $M = 3$ (справа), $\alpha = 14^\circ$. Основные вихри в сечении $x = 1.2$ (рис. 11) отчетливо локализованы в виде областей низкого давления, как и в предыдущем разделе. Также можно отметить, что для меньшего числа Маха структура (распределения давления) вихревого следа более однородна.

Установлено, что с ростом числа Маха набегающего потока вихрь становится шире и влияние хвостового скачка на вихри возрастает.

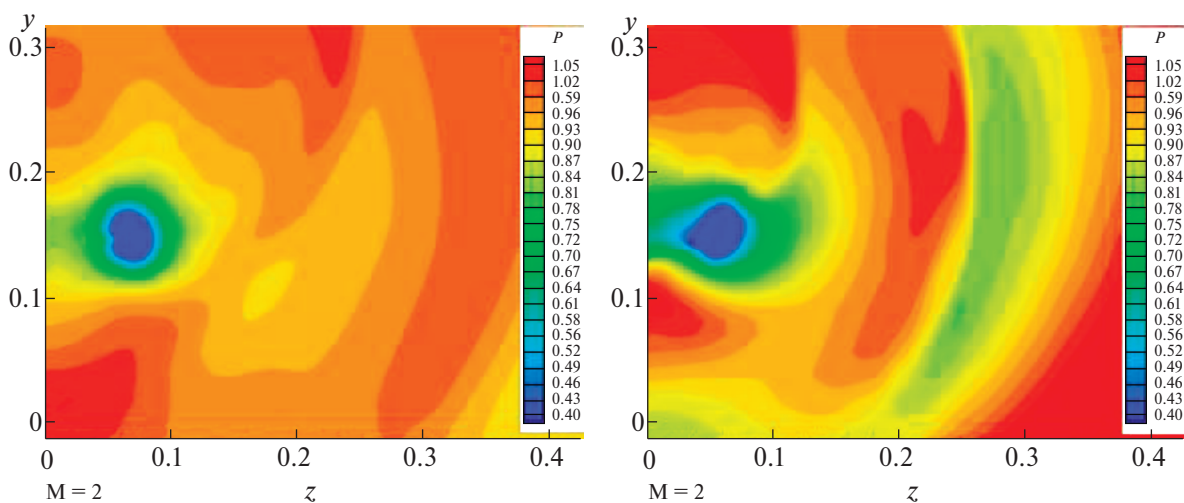


Рис. 9. Распределение давления в поперечном сечении $x = 1.2$, $\alpha = 14^\circ$, $M = 2$ (слева), $M = 3$ (справа).

ВЛИЯНИЕ ВИХРЕВОЙ СИСТЕМЫ ТРЕУГОЛЬНОГО КРЫЛА НА ОБТЕКАНИЕ РАСПОЛОЖЕННОГО ВНИЗ ПО ПОТОКУ ПРЯМОУГОЛЬНОГО КРЫЛА

В предыдущих разделах показано, что вихревая система треугольного крыла простирается на достаточно большие расстояния от его задней кромки. Поэтому возникает вопрос о ее влиянии на расположенные вниз по потоку элементы конструкции летательного аппарата.

Для исследования этой задачи прямоугольное крыло с острыми кромками и ромбовидным профилем, хордой 0.045 м и полуразмахом 0.12 м было размещено на расстоянии 0.5 своей хорды от задней кромки треугольного крыла (рис. 16). Средняя линия поднята на высоту 0.124 корневой хорды треугольного крыла по отношению треугольного крыла. Прямоугольное крыло имело хорду и полуразмах. Рассматривались режимы обтекания при $M = 2$, $M = 3$ и числе Рейнольдса $Re = 1 \cdot 10^7$ (соответствующему линейному размеру в 1 м), с углом атаки $\alpha = 14^\circ$.

Взаимодействие вихревой системы с прямоугольным крылом представлено на рис. 10, где изображены изоповерхности продольной составляющей завихренности X Vorticity. Основной вихрь пересекается с поверхностью крыла. Первичный вихрь пересекается с крылом вблизи боковой кромки и влияет на формирование концевых вихрей. На некотором расстоянии вниз по потоку от прямоугольного крыла остается его концевой вихрь и деформированный основной вихрь треугольного крыла. Эти два вихря имеют одинаковые направления вращения. Наблюдается также образование вторичных вихрей противоположного направления вращения.

Образование вторичных вихрей можно видеть также на рис. 11, где представлено распределение модуля ротора в поперечном сечении $x = 0.785$, расположенном на расстоянии 22% хорды от задней кромки прямоугольного крыла вверх по потоку.

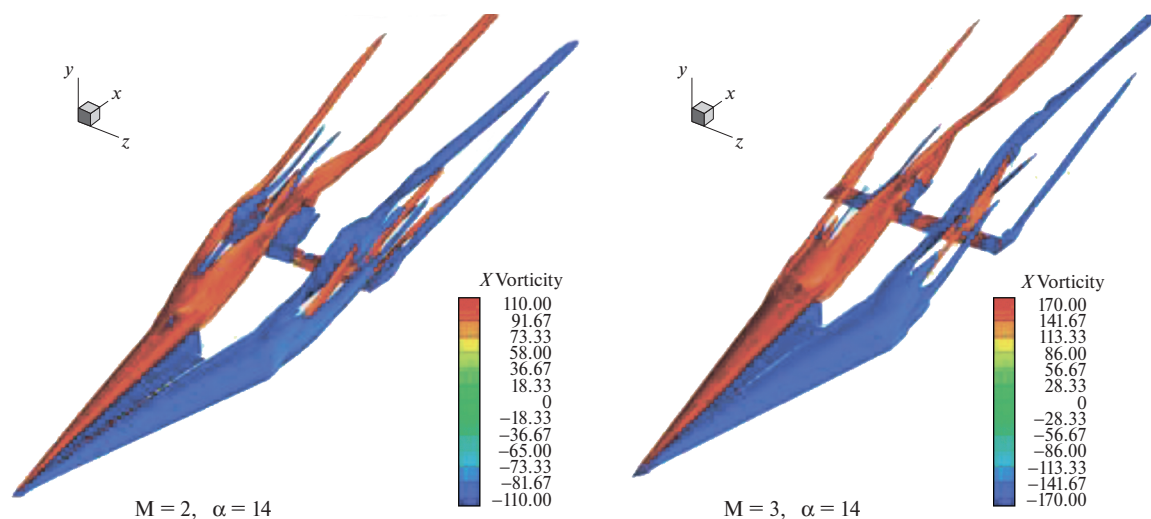


Рис. 10. Вихревая система. Изоповерхности продольной составляющей ротора скорости (завихренности). Взаимодействие с прямоугольным крылом: $M = 2$ (слева), $M = 3$ (справа).

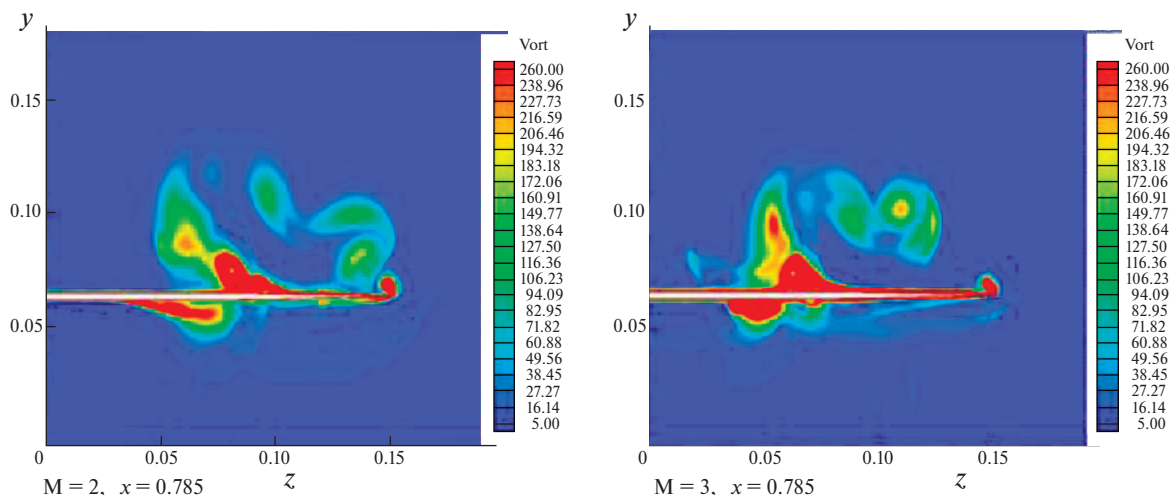


Рис. 11. Распределение завихренности в поперечном сечении $x = 0.785$: $M = 2$ (слева), $M = 3$ (справа).

Вторичные вихри формируются за счет отрыва пограничного слоя как на нижней, так и на верхней поверхностях крыла.

Наличие вихревой системы треугольного крыла приводит к тому, что прямоугольное крыло обтекается весьма неоднородным потоком, что проиллюстрировано на рис. 12 и 13, где показаны свойства набегающего на прямоугольное крыло потока в непосредственной близости от него.

В частности, отметим наличие области высокого числа Маха в окрестности сечения $z = 0.5$, что само по себе могло бы приводить к росту давления на поверхности крыла. Однако, здесь же имеется область низкого давления. Поэтому общий эффект будет достаточно сложным и общая схема течения будет существенно отличаться от обтекания крыла равномерным потоком с соответствующим числом Маха и углом атаки. Отметим при этом, что общие структуры возмущений для $M = 2$ и $M = 3$ принципиально не различаются.

Распределения давления на поверхности крыла для $M = 2$ представлено на рис. 14 и рис. 15. Как видно, в сравнении с обтеканием равномерным потоком, появляются зоны как пониженного, так и повышенного давления. Суммарный эффект влияния на аэродинамические коэффициенты представлен в табл. 5.

Как видно из данных таблиц 5, 6 для $M = 2$, коэффициент сопротивления уменьшается на 38%, коэффициент подъемной силы — на 40%. При этом уменьшается и аэродинамическое качество (K) — на 3%. Аналогично для $M = 3$ уменьшается сопротивление и подъемная сила (табл. 6). Однако в этом случае наблюдается некоторое увеличение аэродинамического качества — на 1%.

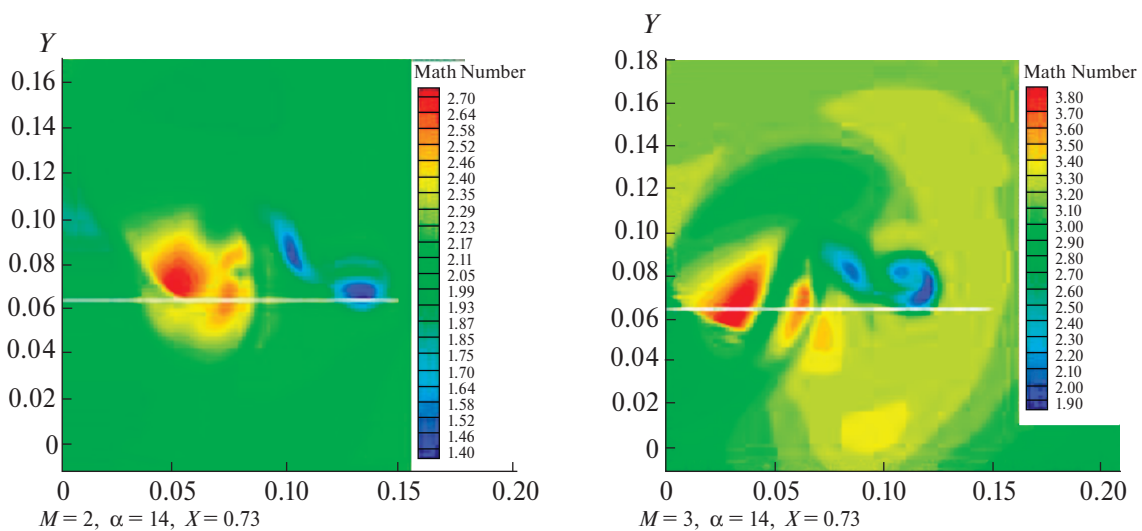


Рис. 12. Распределение числа Маха перед передней кромкой (ее проекция показана белой линией) прямоугольного крыла: $M = 2$ (слева), $M = 3$ (справа).

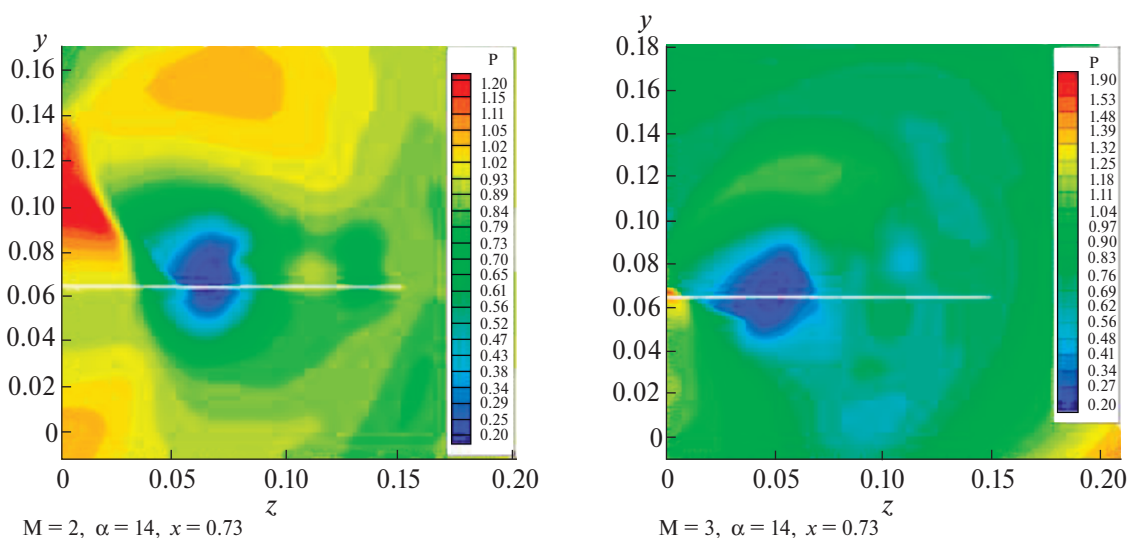


Рис. 13. Распределение давления P перед передней кромкой (ее проекция показана белой линией) прямоугольного крыла: $M = 2$ (слева), $M = 3$ (справа).

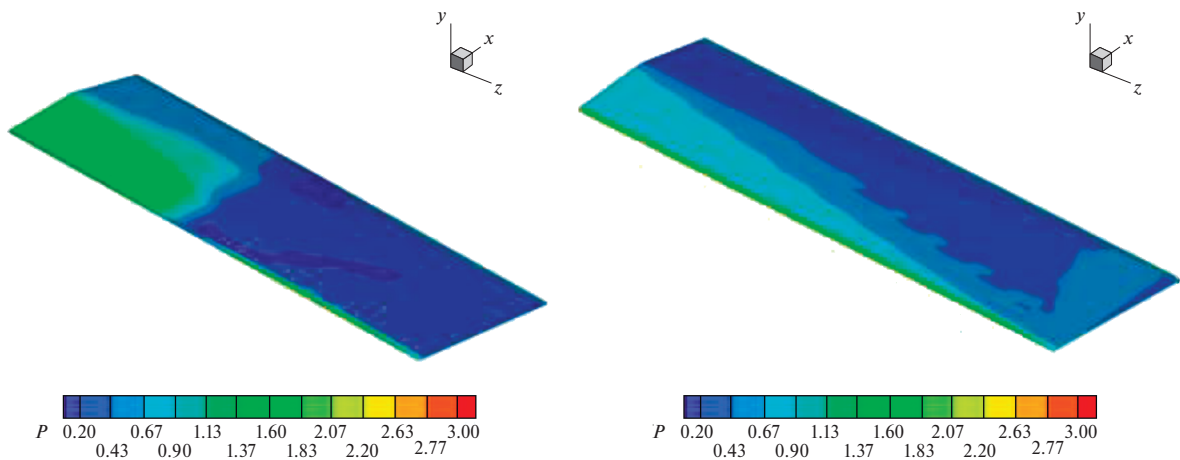


Рис. 14. $M = 2$. Распределение давления P на подветренной стороне прямоугольного крыла. Обтекание равномерным потоком (справа).

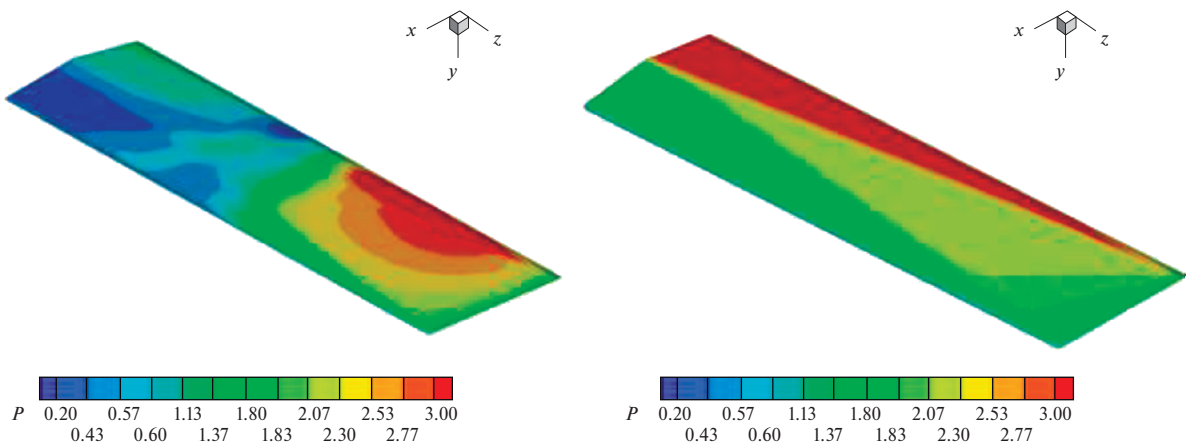


Рис. 15. $M = 2$. Распределение давления P на наветренной стороне прямоугольного крыла. Обтекание равномерным потоком (справа).

Таблица 5. Аэродинамические коэффициенты прямоугольного крыла при $M = 2$, $\alpha = 14^\circ$

Вариант	C_{df}	C_d	C_l	$K = C_l/C_d$
Постоянный поток	$6.289 \cdot 10^{-3}$	0.1776	0.5799	3.2649
Вихревые возмущения	$5.577 \cdot 10^{-3}$	0.1102	0.3494	3.1694

Таблица 6. Аэродинамические коэффициенты прямоугольного крыла при $M = 3$, $\alpha = 14^\circ$

Вариант	C_{df}	C_d	C_l	$K = C_l/C_d$
Постоянный поток	$6.1830 \cdot 10^{-3}$	0.1137	0.3668	3.2253
Вихревые возмущения	$4.8031 \cdot 10^{-3}$	0.0809	0.2627	3.2466

При рассмотренных значениях параметров задачи (в первую очередь, относительное расположение крыльев) для $M = 2$ можно говорить об отрицательном влиянии вихревой системы — некоторое уменьшение аэродинамического качества. Этот факт важен, если прямоугольное крыло рассматривается как несущая поверхность летательного аппарата. Если прямоугольное крыло является органом управления, то факт уменьшения нормальной силы имеет самостоятельное значение.

ВАЛИДАЦИЯ

Тестирование алгоритма и программы выполнено на основе сравнения с экспериментальными данными [12] для режима $M = 2$, $\alpha = 14^\circ$ (рис. 16). В работе [12] отмечается, при рассмотренных режимах обтекания локальные минимумы давления на подветренной поверхности крыла располагаются под вихрями (основным и вторичным).

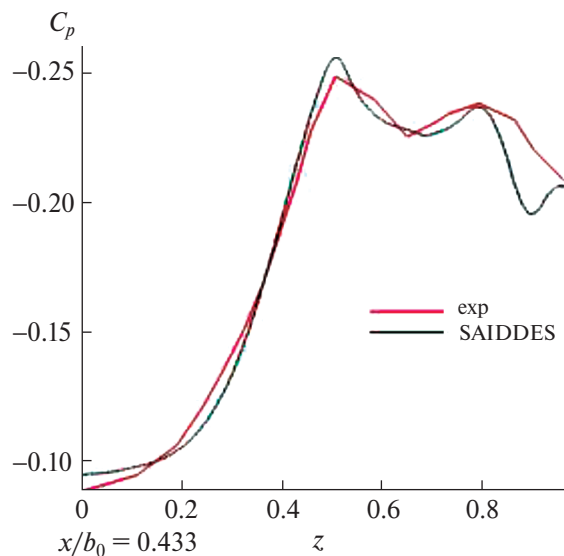


Рис. 16. Распределение коэффициента давления в сечении $x/b_0 = 0.433$: exp — экспериментальные данные [12], SAIDDES — численные данные, полученные с использованием модели турбулентности SAIDDES.

Как видно на рис. 16, полученные численные данные показывают хорошее соответствие экспериментальным данным, в частности это касается положения основного и вторичного вихрей и их влияния на распределение давления.

ВЫВОДЫ

В работе исследована вихревая система, образующаяся за треугольным крылом в сверхзвуковом потоке. Получена зависимость образованных вихревых структур от угла атаки треугольного крыла и от числа Маха набегающего потока. Исследовано их влияние на аэродинамические свойства прямого крыла, расположенного вниз по потоку.

С увеличением угла атаки установлен рост диаметра основного вихря и смещение его оси дальше от поверхности крыла и ближе к плоскости симметрии, также увеличивается угол наклона основного вихря по оси y . При увеличении числа Маха набегающего потока координата y оси основного вихря изменяется незначительно, но происходит небольшое ее смещение по координате z .

Вопрос зависимости между подъемной силой и интенсивностью (циркуляцией) вихревой системы значительно сложнее для рассмотренного сверхзвукового течения, нежели для несжимаемого потока, однако, зависимость, близкая к линейной, наблюдается. Действительно, при увеличении угла атаки в 2 раза (с 10° до 20°) коэффициент нормальной силы увеличивается в 2.1 раза. При этом нормированный интеграл от продольной составляющей ротора скорости в сечении $x = 1.2$ увеличивается по модулю в 2.2 раза. При росте числа Маха набегающего потока в 1.5 раза (с 2 до 3) коэффициент нормальной силы уменьшается в 1.3 раза. Одновременно с этим интеграл от продольной составляющей нормированного ротора скорости уменьшается по модулю в 1.25 раза, т. е. примерно, как коэффициент нормальной силы. Планируются дальнейшие исследования этих зависимостей.

Выявлена общая картина взаимодействия вихревой системы треугольного крыла с расположенным вниз по потоку прямоугольным крылом. Анализ показывает, что все элементы вихревой системы (первичный вихрь, основной вихрь, вторичный вихрь) оказывают определенное влияние на обтекание крыла. Основной вихрь пересекается с поверхностью крыла и оказывает влияние на распределение давления на ней. Первичный вихрь пересекается с крылом вблизи боковой кромки и влияет на формирование концевой вихря. На некотором расстоянии вниз по потоку от прямоугольного крыла остается его концевой вихрь и деформированный основной вихрь треугольного крыла. Эти два вихря имеют одинаковые направления вращения. Наблюдается также образование вторичных вихрей противоположного направления вращения.

При рассмотренных значениях параметров задачи зафиксировано значительное влияние вихревой системы треугольного крыла на аэродинамические характеристики прямого крыла. Как для $M = 2$, так и для $M = 3$ наблюдается уменьшение сопротивления и подъемной силы. Величина этого уменьшения составляет порядка 38% и 40% соответственно для $M = 2$, порядка 29% и 28% соответственно для $M = 3$. В интересах практических приложений необходимы дальнейшие исследования этого эффекта, в частности, для других вариантов относительного расположения генератора вихрей и основного крыла.

ФИНАНСИРОВАНИЕ

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского Научного Фонда, проект № 24-21-00230.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Dietlein I., Bussler L., Stappert S., Wilken J., Sippel M. Overview of system study on recovery methods for reusable first stages of future European launchers // CEAS Space J (2024).
<https://doi.org/10.1007/s12567-024-00557>
2. Интернет-ресурс <https://www.youtube.com/watch?v=j2BdNDTIWbo>
3. Stanbrook A., Squire L.C. Possible types of flow at swept leading edges // Aeronaut. Quart. 1964. V. 15. No. 2. P. 72–82.
4. Башкин В.А. Экспериментальное исследование обтекания плоских треугольных крыльев при числе $M = 5$ в диапазоне углов атаки от 0 до 70° // Изв. АН СССР. МЖГ. 1967. № 3. С. 102–108.
5. Squire L.C. Flow regimes over delta wings of supersonic and hypersonic speeds // Aeronaut. Quart. 1976. V. 27. No. 1. P. 1–14.
6. Боровой В.Я., Иванов Б.А., Орлов А.А., Харченко В.Н. Исследование обтекания сверхзвуковым потоком крыльев различной формы в плане методом лазерного ножа // Труды ЦАГИ. 1977. Вып. 1793.
7. Келдыш В.В., Лапина Н.Г. Экспериментальное исследование течения в окрестности треугольных крыльев с острой и закругленной передней кромкой при сверхзвуковых скоростях // Труды ЦАГИ. 1980. Вып. 2074.
8. Майкапар Г.И. Отрывные течения у подветренной стороны треугольного крыла и тела вращения в сверхзвуковом потоке // Ученые записки ЦАГИ. 1982. Т. 13. № 4. С. 22–33.
9. Wood R.M., Miller D.C. Lee side flow over delta wings at supersonic speeds // J. Aircraft. 1984. V. 21. P. 680–686.
10. Szodrach J.G., Peake D.J. Leeward flow over delta wings at supersonic speeds // Rep. NASA TM. 1980. No. 81187.
11. Seshadri S.N., Narayan K.Y. Possible types of flow on lee-surface of delta wing at supersonic speeds // Aeronaut. J. 1988. No. 5. P. 185–199.
12. Бродецкий М.Д., Краузе Э., Никифоров С.Б., Павлов А.А., Харитонов А.М., Шевченко А.М. Развитие вихревых структур на подветренной стороне треугольного крыла // ПМТФ. 2001. Т. 42. № 2. С. 68–80.
13. Алексеенко С.В., Куйбин П.А., Окулов В.Л. Введение в теорию концентрированных вихрей. Ин-т компьютерных исслед., 2005. 503 с. ISBN 5-93972-397-7.
14. Luckring J.M., Rizzi A. Prediction of concentrated vortex aerodynamics: Current CFD capability survey // Progress in Aerospace Sciences. 2024. V. 147. 100998.
<https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2024.100998>
15. Воеводин А.В., Судаков Г.Г., Шаповалов Г.К. Дифракция вихря на стреловидном крыле // Механика жидкости и газа. 1998. № 6. С. 98–105.
16. Борисов В.Е., Давыдов А.А., Кудряшов И.Ю., Луцкий А.Е. Программный комплекс ARES для расчета трехмерных турбулентных течений вязкого сжимаемого газа на высокопроизводительных вычислительных системах // Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU 2019667338. 23.12.2019.
17. Борисов В.Е., Константиновская Т.В., Луцкий А.Е. Численное моделирование влияния сверхзвуковых вихревых структур на теплообмен на несущих поверхностях летательных аппаратов // Изв. РАН. МЖГ. 2024. № 5. С. 86–95.
18. Вычислительный комплекс К-60.
<https://www.kiam.ru/MVS/resources/k60.html>
19. Holzäpfel F., Misaka T., Hennemann I. Wake-Vortex Topology, Circulation, and Turbulent Exchange Processes // AIAA Paper 2010–7992. AIAA Atmospheric and Space Environments Conference, Toronto, Ontario, Canada, 2–5 August 2010, 16 p.
20. Зудов В.Н., Пимонов Е.А. Взаимодействие продольного вихря с наклонной ударной волной // ПМТФ. 2003. Т. 44. № 4. С. 10–21.
21. Settles G.S., Cattafesta L. Supersonic shock wave/vortex interaction. Pen State Univ. 1993. NASA-CR-192917. P. 43.
22. Magri V., Kalkhoran Iraj M. Numerical investigation of oblique shock wave/vortex interaction // Computers & Fluids. 2013. 86. P. 343–356.
23. Голубев А.Г., Епихин А.С., Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Москаленко В.О., Столярова Е.Г., Хлупнов А.И., Чернуха П.А.; под ред. В.Т. Калугина. Аэродинамика: учебник для вузов. В. Т. 2-е изд., испр. и доп. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. 607 с. ISBN: 978-5-7038-4428-1
24. Гайфуллин А.М. Вихревые течения. Наука, 2015. 319 с. ISBN 978-5-02-039128-4.

25. *Luckring J.M.* The discovery and prediction of vortex flow aerodynamics // *The Aeronautical Journal*. 2019. V. 123. No. 1264. P. 729–803.
26. *Imai G., Fujii K., Oyama A.* Computational Analyses Of Supersonic Flows Over A Delta Wing At High Angles Of Attack // *ICAS 2006, 25th Congress of International council of the Aeronautical Science*, 2006, Hamburg, Germany. Paper ICAS2006-2.5S

The Effect of the Delta Wing Vortex System on the Flow around Lifting Surfaces

© 2025 V. E. Borisov, T. V. Konstantinovskaya*, and A. E. Lutskii

Keldysh Institute of Applied Mathematics of the Russian Academy of Sciences, Moscow, 125047 Russia

**e-mail: konstantinovskaya.t.v@gmail.com*

The vortex structures formed behind a delta wing in supersonic flow are considered. The dependence of these structures on the angle of attack and the oncoming flow Mach number is studied, together with their effect on the aerodynamic properties of a downstream straight wing. The regimes with $M = 2$ and 3 and $\alpha = 10^\circ$, 14° , and 20° are considered. The numerical data are obtained using the hybrid multiprocessor supercomputer K-60 system in the Common Use Center of the Keldysh Institute of Applied Mathematics of the Russian Academy of Sciences.

Keywords: supersonic flow, delta wing, vortex system of a delta wing, secondary vortices, aerodynamic parameters of a wing