

УДК 532.546: 533.69: 533.6.011.5

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПОРИСТЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КРЫЛА НА СВОЙСТВА СВЕРХЗВУКОВЫХ КОНЦЕВЫХ ВИХРЕЙ

© 2023 г. А. Е. Луцкий^{а,*}, А. В. Северин^{а,**}

^аИнститут прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия

*E-mail: allutsky@yandex.ru

**E-mail: alsewerin@yandex.ru

Поступила в редакцию 20.10.2022 г.

После доработки 27.01.2023 г.

Принята к публикации 28.01.2023 г.

Исследовано влияние пористой законцовки крыла на формирование концевой вихря и его свойства при сверхзвуковом обтекании. Установлено, что пористая законцовка существенно влияет на структуру и параметры вихря, уменьшает его интенсивность.

Ключевые слова: концевой вихрь, вихревой след, сверхзвуковой поток, пористые материалы

DOI: 10.31857/S1024708422600804, **EDN:** TMOJWC

Изучение формирования и структуры концевых вихрей является важной задачей аэродинамики. Концевые вихри образуются на внешних кромках крыльев и органов управления летательного аппарата (ЛА) благодаря перепаду давлений. Концевые вихри влияют на аэродинамические характеристики крыла, уровень шума, безопасность полета [1, 2]. Попадание ЛА или его элемента конструкции в концевой вихрь может привести к потере управления или разрушению. Для ослабления концевых вихрей используются различные конструктивные элементы типа винглетов, шарклетов и других вариантов законцовок крыла [3]. У дозвуковых ЛА законцовки существенно повышают подъемную силу и уменьшают сопротивление. В работе [4] исследуется возможность применения законцовок типа винглетов на сверхзвуковых скоростях при $M = 1.62$. Авторы приходят к выводу, что при данном режиме течения винглеты неэффективны с точки зрения уменьшения сопротивления крыла.

Одним из направлений совершенствования аэродинамики летательных аппаратов, интенсивно развивающихся в последнее время, является использование элементов конструкции из пористых материалов. Основой для создания пористых материалов, применяемых в летательных аппаратах, являются как различные металлы (никель, бронза и т.д.), так и материалы на основе термостойких пористых углеродных материалов, которые обладают высокой термостойкостью (2500 К) и малым удельным весом.

Существует много работ, посвященных использованию пористых материалов для стабилизации пограничного слоя [5–8], в каналах для забора перепускаемого воздуха [9], диффузорах [10], носовых обтекателях [11–13] и других элементах конструкции летательных аппаратов.

Поэтому представляет интерес и воздействие пористых элементов конструкции и на концевые вихри. Работ на эту тему довольно мало — можно отметить, например, описание патента НАСА [14]. В этой области возможно открытие новых и полезных эффектов. Настоящая работа представляет собой исследование формирования концевых вихрей в условиях, когда все крыло или его часть изготовлены из пористого материала. В качестве примера используется прямое крыло простой геометрической формы, обтекаемое сверхзвуковым потоком.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И ЧИСЛЕННЫЙ АЛГОРИТМ

Для проведения расчетов в данной работе использован пакет программ S3D [15], разработанный и программно реализованный в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. Данный комплекс программ предназначен для решения 3-мерных задач аэродинамики. Используется неявная разностная

схема, в которой для решения системы линейных уравнений применяется метод LU SGS. Поток на гранях ячеек вычисляются с помощью интерполяционной схемы С.К. Годунова.

Для описания течений совершенного вязкого сжимаемого газа используется система нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса (URANS) с однопараметрической моделью турбулентности Спаларта–Аллараса (SA) для сжимаемых течений. Для дискретизации уравнений используется метод конечных объемов, который, в отличие от метода конечных разностей, применим к любой геометрии, оперирует различными сетками и позволяет избежать проблем с метрическими сингулярностями обобщенных координат.

Модель течения газа в пористом материале основана на сужении модели Баера–Нунзиато [16], которая первоначально была разработана для описания процесса горения и детонации гранулированных взрывчатых веществ. Среда в этой модели рассматривается как двухфазный континуум, состоящий из твердого скелетона непрореагировавшего взрывчатого вещества (ВВ) и газовой фазы продуктов горения. Модель, которую мы используем, является редукцией модели Баера–Нунзиато, состоящей в предположении, что твердый скелетон неподвижен.

Мгновенное состояние газа определяется плотностью ρ , вектором скорости u и давлением p . Газ считается сжимаемой, вязкой и теплопроводной средой. Скелетон считается обладающим теплоемкостью и теплопроводностью, температура газа и скелетона считается одинаковой.

Предполагается, что микроструктура скелетона является изотропной и характеризуется распределением объемной доли скелетона $\phi = \phi(x)$. Величина $\alpha = \alpha(x) = 1 - \phi(x)$ представляет собой локальное распределение пустот (пористость).

Геометрическую форму сплошного твердого тела можно задавать двумя способами: положив $\alpha = 0$ и при помощи граничных условий прилипания. В данной работе поверхности сплошных тел определяются граничными условиями. Отличные от 1 значения α используются только для расчета течения в пористых частях крыла.

В результате мы приходим к следующей системе уравнений, которые в континуальном приближении описывают течение сжимаемой жидкости в стесненных условиях пористого проницаемого скелетона

$$\frac{\partial \alpha \rho}{\partial t} + \frac{\partial \alpha \rho u_k}{\partial x_k} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \alpha \rho u_i}{\partial t} + \sum_{k=1}^3 \frac{\partial \alpha (\rho u_i u_k + p \delta_{ik})}{\partial x_k} = p \frac{\partial \alpha}{\partial x_i} + \sum_{k=1}^3 \frac{\partial \alpha \tau_{ik}}{\partial x_k} - g_i \quad (2)$$

$$\frac{\partial \alpha \rho E}{\partial t} + \frac{\partial (1 - \alpha) E_s}{\partial t} + \sum_{k=1}^3 \frac{\partial \alpha \rho H u_k}{\partial x_k} = \sum_{k=1}^3 \left(\frac{\partial \alpha \tau_{ik} u_i}{\partial x_k} - \frac{\partial \theta_k}{\partial x_k} \right) \quad (3)$$

Здесь используются общепринятые обозначения: $i, k = 1, 2, 3$ – индексы; ρ – плотность, u_k – компоненты вектора скорости, p – давление, $\tau_{ik} = 2\mu_{ef}e_{ik} - 2/3\mu_{ef}e_{jj}\delta_{ik}$ – тензор вязких напряжений, $e_{ik} = 0.5(\nabla_i u_k + \nabla_k u_i)$ – тензор скоростей деформаций, $\mu_{ef} = \mu_{mol} + \mu_{turb}$ – эффективная вязкость, $H = E + p/\rho$ – полная энтальпия, $E = E_t + W$ – полная энергия газовой фазы, $E_t = p/[\rho(\gamma - 1)]$ – внутренняя энергия единицы массы (определяется уравнением состояния идеального калорически совершенного газа), $W = 0.5\sum_{k=1}^3 u_k^2$ – кинетическая энергия единицы массы, $E_s = C_s T$ – тепловая энергия скелетона, C_s – теплоемкость единицы объема твердой фазы, $\theta_k = -\lambda \nabla_k T$ – молекулярный тепловой поток, λ – коэффициент теплопроводности двухфазной среды, T – температура; δ_{ik} – тензор Кронекера.

Коэффициент молекулярной вязкости предполагается функцией локальной температуры воздуха T и задается полуэмпирической формулой Сазерленда. Коэффициент теплопроводности газа λ_g связан с коэффициентом динамической вязкости μ числом Прандтля, которое предполагается постоянным и равным $Pr = 0.733$. Коэффициент теплопроводности твердой фазы λ_s считается постоянным и определяется свойствами материала. Коэффициент теплопроводности двухфазной среды $\lambda = \alpha \lambda_g + (1 - \alpha) \lambda_s$.

Объемная сила g_i в уравнении (2) представляет собой вязкую силу трения, действующую со стороны скелетона на газ. Она зависит от локальной скорости и плотности газа и микрострукту-

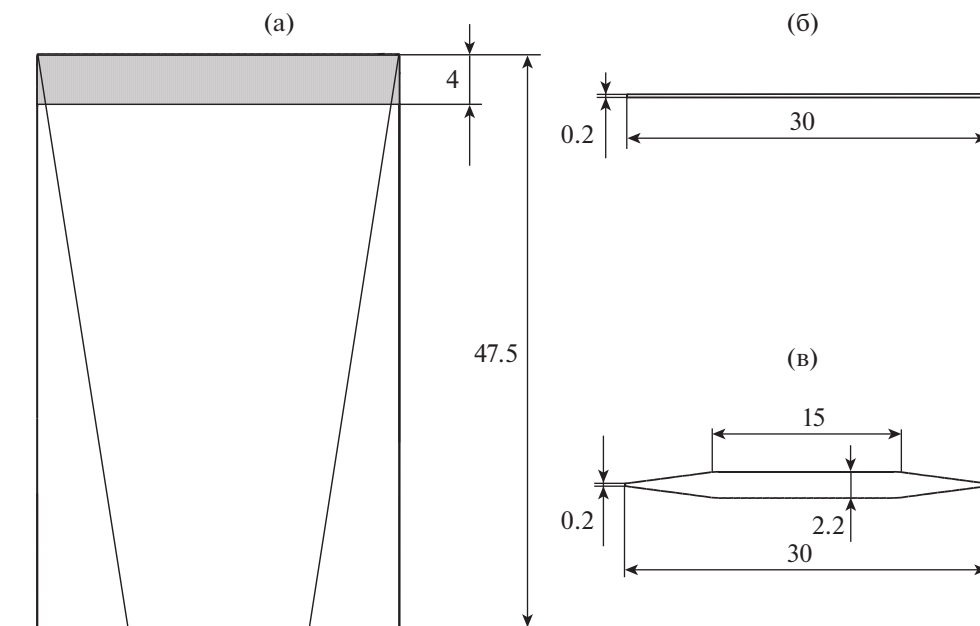


Рис. 1. Схема крыла: общий вид (а), профиль у кромки (б) и у основания (в).

ры скелетона (или микроструктуры пор). В общем случае вязкая сила трения может быть записана через коэффициент вязкого сопротивления в форме Эргана [17]

$$g_i = \frac{(1 - \alpha) s_p C_d \rho |\mathbf{u}|}{8}$$

где $s_p = S_{elem}/V_{elem}$ — дисперсность скелетона, равная отношению площади межфазной поверхности к объему скелетона в единице физического объема, C_d — коэффициент сопротивления, определяемый по эмпирическим формулам Эргана в зависимости от числа Рейнольдса и пористости.

Более полное описание используемых численных алгоритмов и математической модели можно найти в [18].

Параллельные алгоритмы численного решения были реализованы на многопроцессорной системе К-100 ИПМ им. М.В. Келдыша РАН [19].

ЧИСЛЕННЫЕ РАСЧЕТЫ

Для исследования вихревого следа в сверхзвуковом течении использовалось прямое крыло с передней и задней кромками толщиной 0.2 мм. Хорда крыла 30 мм, полуразмах 47.5 мм. Профили крыла у основания и на внешней кромке показаны на рис. 1. Форма крыла между заданными профилями такая, что все поверхности плоские — плоский четырехугольник в средней части, треугольники у передней и задней кромки. На рис. 1 показана схема крыла в плане.

Конец крыла (на рис. 1 заштрихован клетчатой штриховкой) выполнен из пористого материала с разными значениями пористости, т.е. объемной доли газовой фазы.

Пористый материал в применяемой модели считается непрерывной двухфазной средой, определяемой двумя параметрами: пористостью α , т.е. отношением объема газовой фазы к общему объему, и характерным размером пор, интерпретируемым как средний диаметр каналов в пористом материале.

Выполнены контрольный расчет для сплошного крыла и расчеты для 5 значений пористости $\alpha = 0.4, 0.6, 0.7, 0.8, 0.9$.

Характерный размер пор считался равным 0.1 мм.

Все расчеты производились для одинакового набегающего потока с числом Маха $M = 3$, числом Рейнольдса относительно 1 м $Re = 8803209$, углом атаки $\alpha = 10^\circ$.

С целью проверки сеточной сходимости расчеты выполнялись на двух сетках.

Сетка 1: блочно-регулярная, состоящая из 5951600 ячеек, со сгущением к поверхности крыла, передней и задней кромке, а также к боковой кромке. Толщина ячеек у поверхности крыла 0.04 мм. Размер области за крылом — 9 хорд, с внешней стороны крыла — равно полуразмаху. На поверхности сплошной части крыла и на границе между сплошной и пористой частями установлено условие прилипания. На плоскости $z = 0$, на которой расположено основание крыла, установлено условие зеркальной симметрии, на передней границе области — условие сверхзвукового входа, на остальных внешних границах — условие экстраполяции.

Сетка 2: блочно-регулярная, число ячеек 7312800, вблизи передней и задней кромок размер ячеек в направлении x (продольном) по сравнению с сеткой 1 уменьшен в 10 раз, в направлении z (горизонтальном поперечном) вблизи боковой кромки — в 1.5 раза. В направлении y размер ячеек такой же.

Начало координат находится на плоскости симметрии у передней кромки крыла. Ось x направлена по течению газа, ось z — от плоскости симметрии к краю крыла, ось y — перпендикулярно течению вниз. Геометрические координаты выражены в метрах.

РЕЗУЛЬТАТЫ

Анализ результатов численного моделирования показал, что при всех рассмотренных значениях пористости формируется концевой вихрь, аналогичный вихрю на сплошном крыле, но не вблизи края пористой законцовки крыла, а вблизи окончания сплошного участка. Над пористой частью крыла возникает зона циркуляции, но центр вихря во всех случаях оказывается над сплошной частью.

Поскольку воздух, перетекающий с нижней стороны крыла, проходит теперь сквозь пористый материал, скорость его уменьшается, вихрь приобретает сложную несимметричную структуру и в большинстве случаев становится менее интенсивным. При больших значениях пористости интенсивность вихря может увеличиваться (рис. 7).

На рис. 2 можно видеть структуру вихрей в поперечной плоскости, проходящей через заднюю кромку крыла для различных значений пористости и контрольного расчета со сплошным крылом. Изображены векторные линии поля скоростей поперечного движения (u_z , u_y). Пористая часть крыла обведена пунктиром.

Интересно, что при $\alpha = 0.8$ структура вихря качественно похожа на вихрь при сплошном крыле, вихрь только смещен на ширину пористой законцовки. Это означает, что материал с такой пористостью оказывает уже небольшое влияние на структуру течения, крыло почти эквивалентно сплошному крылу меньшего размаха. Однако наблюдаются некоторые количественные отличия.

Изменение вихревой структуры приводит к изменению распределения давления. На рис. 3 показаны коэффициенты давления на поверхности крыла в сечении $z = 0.042$ для контрольного сплошного крыла и для $\alpha = 0.6$. Видно, что уменьшается давление на нижней поверхности крыла и увеличивается на верхней.

На рис. 4 показаны результаты расчетов для 2 сеток. Здесь коэффициенты давления для $\alpha = 0.6$, вычисленные с использованием сетки 2, такие же, как на рис. 3 сравниваются с расчетом на сетке 1. Видно, что есть отличие вблизи передней кромки крыла, где формируется ударная волна, но на большей части поверхности крыла расхождения невелики.

Перераспределение давления приводит к изменению лобового сопротивления крыла, подъемной силы и аэродинамического качества. В табл. 1 показаны аэродинамические коэффициенты для средней части крыла (C_{xs} , C_{ys}) и для края крыла, который при $\alpha \neq 0$ является пористым. Сопротивление средней (сплошной) части крыла состоит из двух составляющих: сопротивления давления и сопротивления трения на поверхности материала. При обтекании пористого материала к ним добавляется третья: трение внутри материала. При малых значениях α воздух обтекает материал, течение внутри материала незначительно, и поэтому третья составляющая мала. При больших α значительная часть воздуха проходит сквозь материал, но сопротивление внутреннего трения мало из-за большого количества пустот в материале. Наибольшее сопротивление должно наблюдаться при средних значениях α , и мы видим, что при $\alpha = 0.6$ оно действительно выше, чем при других значениях.

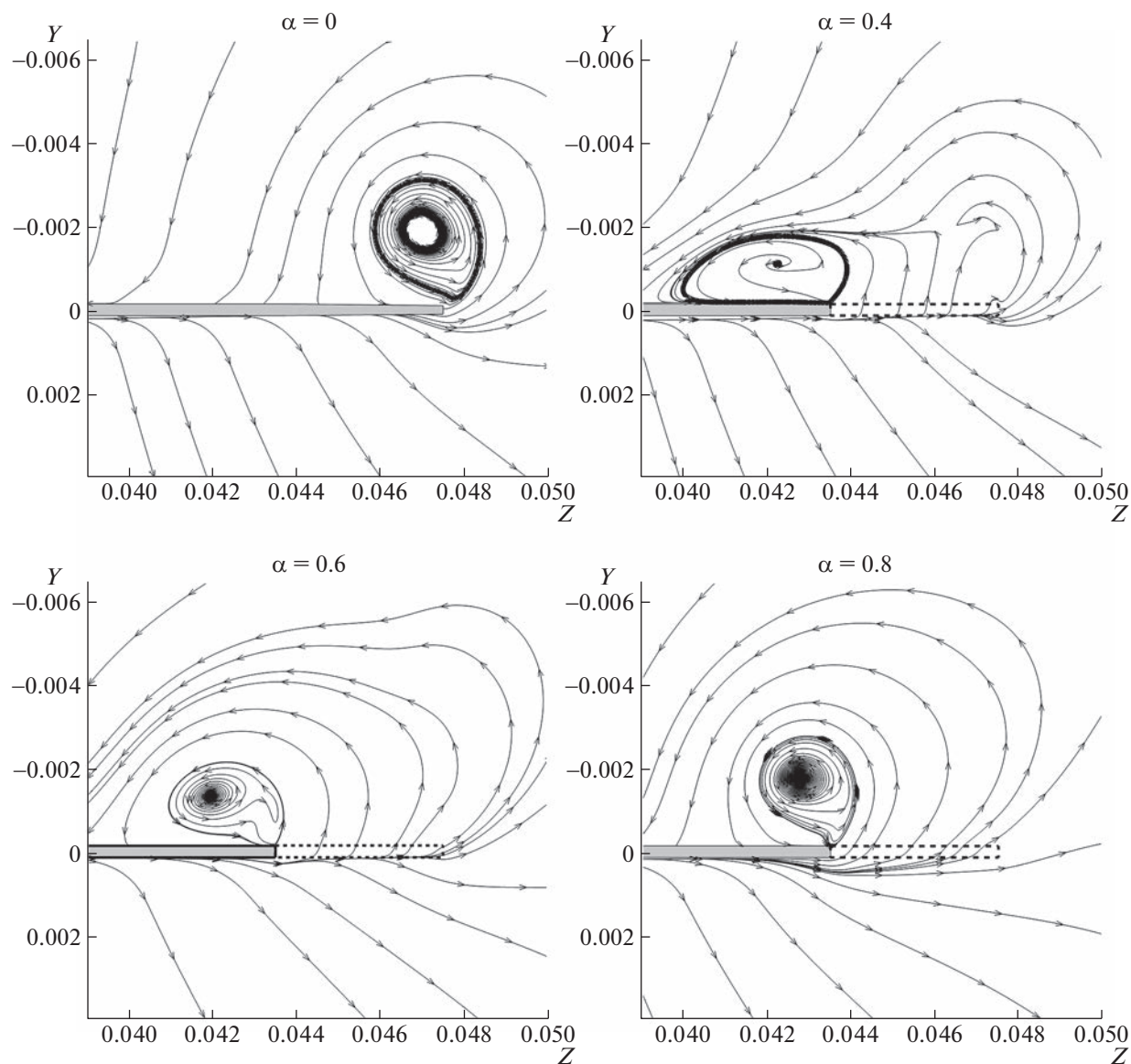


Рис. 2. Векторные линии поля скоростей поперечного движения (u_z, u_y) в плоскости сечения $x = 0.0293$ (задняя кромка крыла) при разных значениях пористости α .

Различия в структуре и интенсивности вихря сохраняются в процессе его эволюции вниз по потоку. На рис. 5 изображены продольная завихренность $\Omega_x = \partial u_z / \partial y - \partial u_y / \partial z$ и число Маха в центре вихря для сплошного крыла и для $\alpha = 0.6$.

Таблица 1

пористость	0	0.6	0.8	0.9
C_{xs}	0.3	0.292	0.294	0.295
C_{xp}	0.019	0.068	0.025	0.009
C_x	0.319	0.360	0.319	0.304
C_{ys}	1.263	1.22	1.228	1.229
C_{yp}	0.084	0.028	0.008	0.002
C_y	1.347	1.248	1.236	1.231
K	4.22	3.47	3.87	4.05

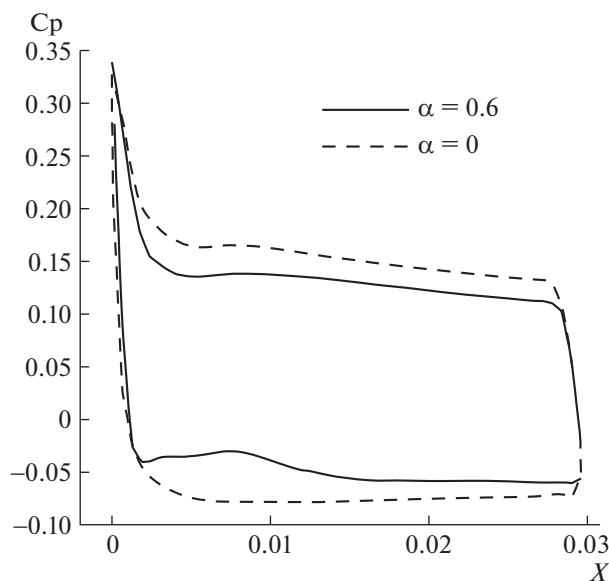


Рис. 3. Коэффициент давления на поверхности крыла $z = 0.042$.

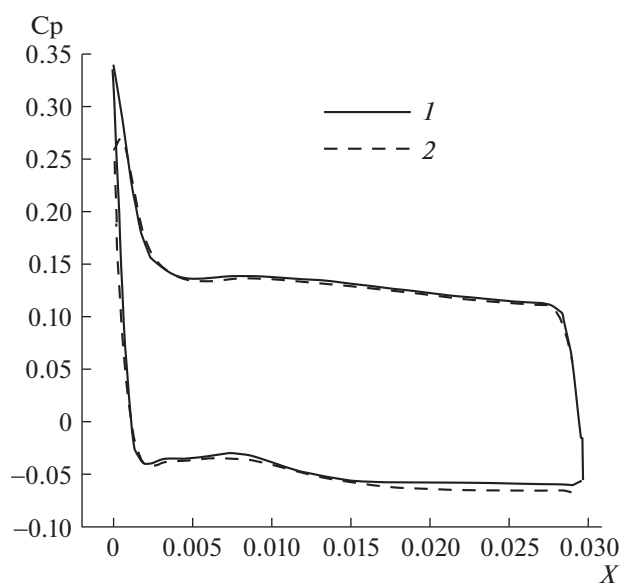


Рис. 4. Коэффициент давления в расчетах на двух сетках: сетка мелкая 1 и грубая 2.

Число Маха на оси вихря в случае пористой законцовки существенно меньше. При этом скорость газа отличается незначительно, более высокими оказываются скорость звука и давление.

На рис. 6 изображены изолинии продольной завихренности для сечения $x = 0.2348$ (6.85 хорд от задней кромки) за сплошным крылом (сплошные линии) и крылом, оснащенным пористой законцовкой с пористостью $\alpha = 0.6$ (пунктир). Для наглядности здесь же изображены контуры крыла и его задней кромки. Пористая законцовка закрашена серым. Видно, что завихренность существенно уменьшилась (максимум 23.9 вместо 29.7), а центр вихря сместился от края к границе между сплошной и пористой частями крыла.

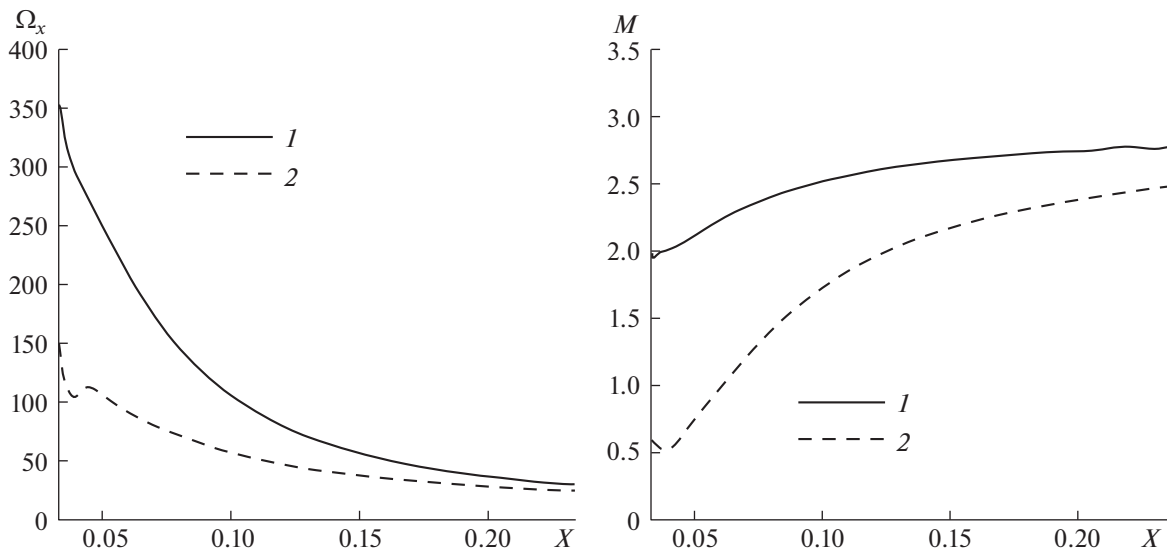


Рис. 5. Продольная завихренность (Ω_x , 10^3 с^{-1}) и число Маха (M) в центре вихря: крыло пористое 1 и сплошное 2.

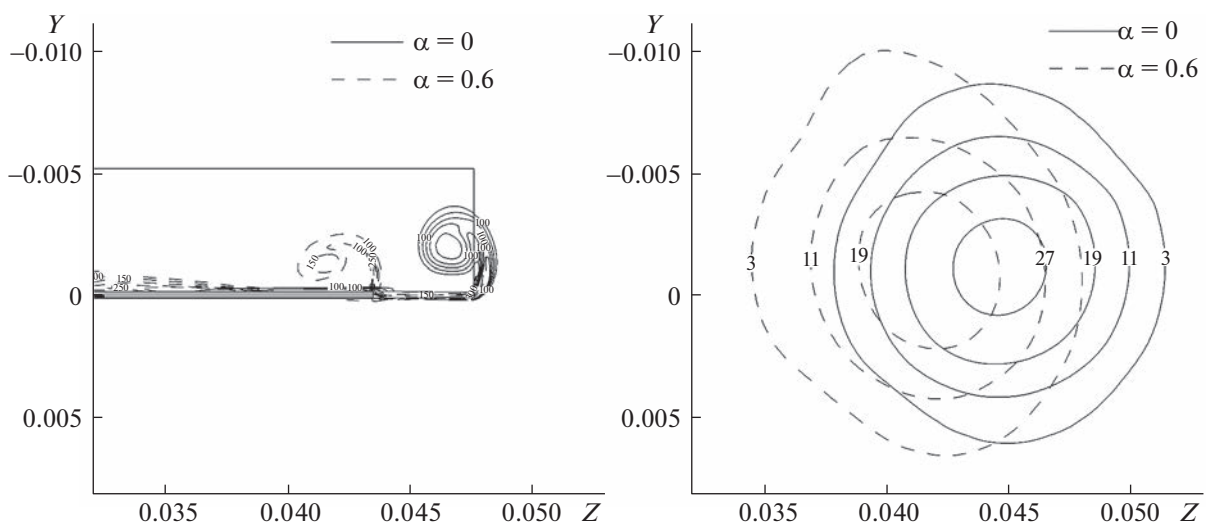


Рис. 6. Изолинии продольной завихренности (10^3 с^{-1}) в сечениях $x = 0.0293$ (слева) и $x = 0.2348$ (справа).

На рис. 7 показаны параметры течения — продольная завихренность (Ω_x) и тангенциальное число Маха (M_{yz}) вдоль линии, проходящей через центр вихря перпендикулярно его оси. Представлены сечения $x = 0.1348$ (на расстоянии 3.5 хорд за кромкой) и $x = 0.2348$ (6.85 хорд). Показаны графики для гладкого крыла ($\alpha = 0$) и трех значений пористости $\alpha = 0.4, 0.6, 0.8$.

Несмотря на то что на сплошном крыле ($\alpha = 0$) и крыле с пористой законцовкой центры вихря находятся в разных местах по координате z , на рис. 7 видно, что положение центра вихря по координате y во всех случаях близко. Интересно, что структуры вихря на сплошном крыле и на крыле с $\alpha = 0.8$ очень похожи, отличаются значительно меньше, чем на крыльях с другими значениями пористости. Это говорит о том, что законцовка с высокой пористостью оказывает небольшое влияние на вихрь, такое крыло почти эквивалентно гладкому крылу меньшего размаха.

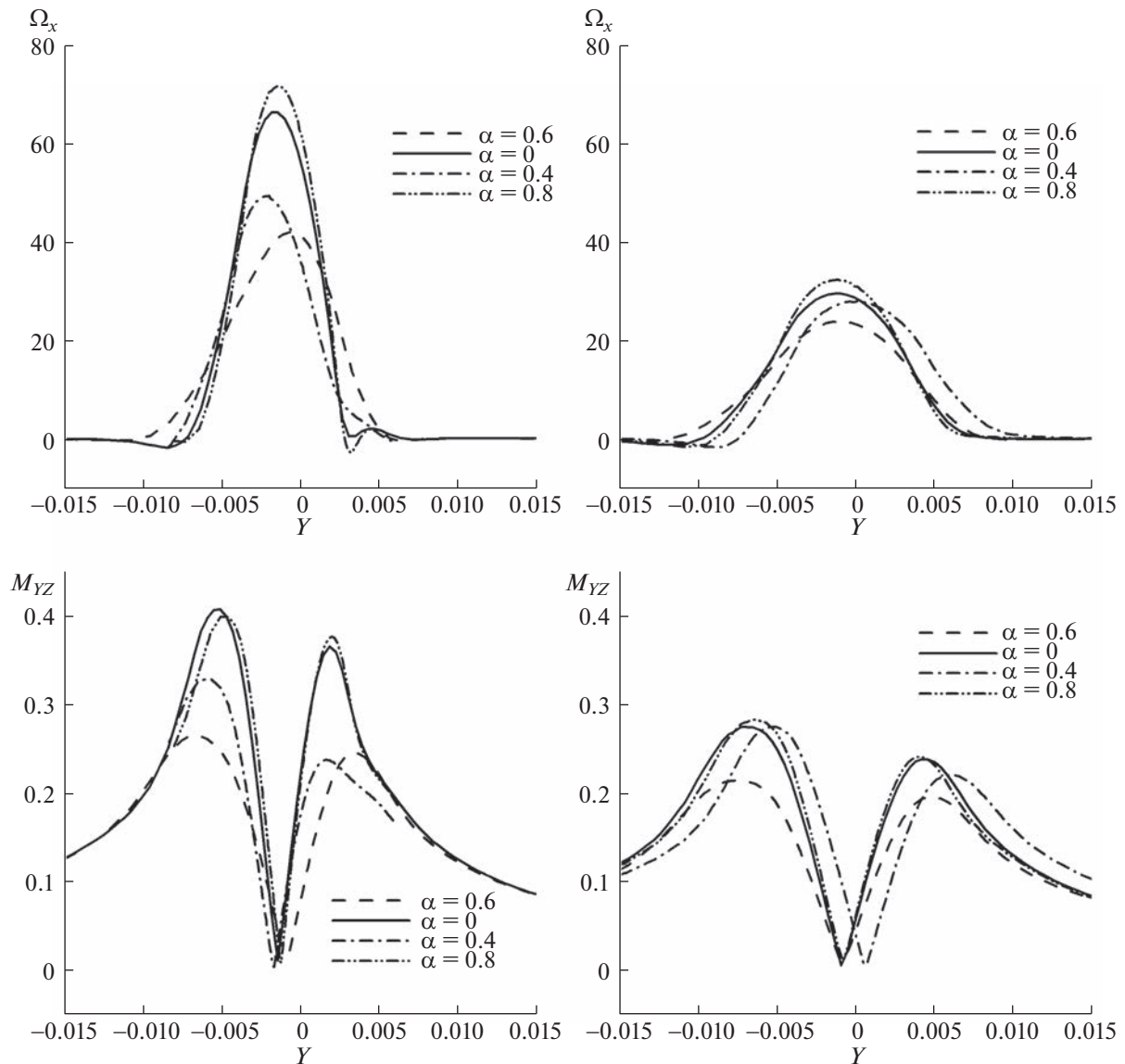


Рис. 7. Продольная завихренность (Ω_x) и тангенциальное число Маха (M_{yz}). в сечениях $x = 0.1348$ и $x = 0.2348$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлены результаты численного исследования концевой вихря в сверхзвуковом потоке при числе Маха $M = 3$ для крыла, имеющего законцовку из пористого материала с различными значениями пористости. Для расчетов использовались математическая модель течения газа сквозь пористую среду, алгоритмы моделирования турбулентных течений и их параллельная реализация на многопроцессорных вычислительных системах.

Из полученных численных результатов видно, что у крыла с пористой законцовкой образуется концевой вихрь, аналогичный тому, что образуется на сплошном крыле. Однако параметры, структура и положение вихря существенно отличаются. Во всех рассмотренных случаях вихрь образуется у края сплошной части крыла, а не у края пористого материала.

При значениях пористости меньше 0.8 вихрь становится менее интенсивным, при пористости 0.8 и 0.9 интенсивность вихря немного увеличивается. Лобовое сопротивление и подъемная сила уменьшаются. Таким образом, появляется возможность управлять процессом генерации вихря.

Расчеты выполнены для модельного крыла простой геометрии. Это показывает принципиальную возможность управления параметрами концевой вихря при помощи пористых законцо-

вок. При другой геометрии крыла эффекты могут быть другими. Представляет интерес и может быть предметом дальнейших исследований аналогичная задача с треугольным крылом.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда, проект № 22-21-00470.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гиневский А.С., Желанников А.И. Вихревые следы самолетов. М.: Физматлит, 2008. 172 с.
2. Вышинский В.В., Судаков Г.Г. Вихревой след самолета и вопросы безопасности полетов // Труды МФТИ. 2009. № 1 (3). С. 73–93.
3. Whitcomb R.T. A Design Approach and Selected Wind-Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wing-Tip Mounted Winglets // NASA-TN-D-8260, 1976.
4. Keenan J.A., Kuhlman J.M. The Effects of Winglets on Low Aspect Ratio Wings at Supersonic Mach Numbers // NASA Contractor Report 4407.
5. Корнилов В.И., Бойко А.В. Экспериментальное моделирование вдува воздуха в турбулентный пограничный слой при помощи внешнего напорного потока // Журнал технической физики. 2016. Т. 86. Вып. 10. С. 8–46.
6. Лысенко В.И., Смородский Б.В., Ермолаев Ю.Г., Гапонов С.А., Косинов А.Д., Семенов Н.В., Яцких А.А. Влияние инъекции тяжелого газа в пристеночный слой сверхзвукового пограничного слоя на его переход // Сибирский физический журнал. 2017. Т. 12. № 1. С. 50–56.
7. Циберкин К.Б. О структуре поля скорости стационарного течения вблизи границы раздела однородной жидкости и пористой среды Бринкмана // Журнал технической физики. 2016. Т. 8. Вып. 8.
8. Шиплюк А.Н., Буров Е.В., Маслов А.А., Фомин В.М. Влияние пористых покрытий на устойчивость гиперзвуковых пограничных слоев // Прикладная механика и техническая физика (ПМТФ). 2004. Т. 45. № 2. С. 169–176.
9. Фомин В.М., Запругаев В.И., Локотко А.В., Волков В.Ф., Луцкий А.Е., Меньшов И.С., Максимов Ю.М., Кирдяшкин А.И. Аэродинамические характеристики тела вращения с газопроницаемыми участками поверхности // Прикладная механика и техническая физика (ПМТФ). 2010. Т. 51. № 1. С. 79–88.
10. Willis B.P., Davis D.O., Hingst W.R. Flowfield Measurements in a Normal-Hole-Bled Oblique Shock-Wave and Turbulent Boundary-Layer Interaction // AIAA Paper 1995–2885 (July 1995).
11. Poplavskaya T.V., Kirilovskiy S.V., Mironov S.G. Supersonic flow around a cylinder with front gas-permeable insert which modeled by skeleton of porous material // AIP Conference Proceedings. 2016. V. 1770. 030067.
12. Schuelein E. Shock-wave control by permeable wake generators // 5th Flow Control Conference, Fluid Dynamics and Co-located Conferences, Chicago, Illinois, 28 June – 1 July 2010.
13. Фомин В.М., Миронов С.Г., Сердюк К.М. Снижение волнового сопротивления тел в сверхзвуковом потоке с помощью пористых материалов // Письма в ЖТФ. 2009. Т. 35. Вып. 3.
14. Winglet with injected flow. <https://technology.nasa.gov/contact-us/TOP2-289>
15. Меньшов И.С., Северин А.В. Программный комплекс S3D. https://cfd.imamod.ru/FILES/2015/2015_CF-DWeekend_Abstracts.pdf
16. Baer M.R., Nunziato J.W. A two-phase mixture theory for the deflagration-to-detonation transition (DDT) in reactive granular materials // Int. J. Multiphase Flow. 1986. 12. P. 861–889.
17. Ergun S. Fluid flow through packed columns // Chem. Eng. Prog. 48 1952.
18. Северин А.В., Луцкий А.Е., Меньшов И.С. Управление высокоскоростным течением в канале при помощи пористых вставок // Матем. моделирование. 2022. V. 34. № 4. С. 100–112.
19. Вычислительные комплексы МВС-Экспресс, К-100 и К-60 ИПМ РАН. <http://www.kiam.ru>