

Визуализации влияния на концевой вихрь возмущений набегающего сверхзвукового потока

Т.В. Константиновская¹, В.Е. Борисов¹, А.Е. Луцкий¹

¹ ИППМ им. М.В. Келдыша РАН, Миусская пл., д. 4, Москва, 125047, Россия

Аннотация

В работе представлены результаты анализа распространения сверхзвукового концевого вихря при обтекании потоком, возмущенным источником энергии перед крылом-генератором с использованием методов научной визуализации. Центр источника располагается вперед по потоку от угла крыла-генератора, образованного его передней и боковой кромками. Крыло используется прямое, прямоугольное в плане с острыми передней, боковой и задней кромками, расположено под углом 10° градусов к набегающему потоку с числом Маха $M_\infty = 3$. Численные данные были получены в области, превышающей 30 хорд крыла вниз по потоку от оси крыла с использованием численной модели на основе URANS уравнений с гибридным методом DES на основе модели турбулентности SA. Численные расчеты были проведены на гибридной суперкомпьютерной системе К-60 в ИППМ им. М.В. Келдыша РАН. Научная визуализация выполнена как широко распространенными традиционными методами идентификации вихревых структур λ_2 и Q , так и методом последнего поколения Лютекс (Liutex), свободным по своему построению от сдвиговых и сжимающих компонент тензора скоростей деформации. Показаны существенные различия в результатах применения для идентификации вихря в данной задаче классических методов научной визуализации и метода визуализации последнего поколения.

Ключевые слова

Визуализация вихревых течений, сверхзвуковой концевой вихрь, идентификация вихря, источник энергии в потоке.

Visualization of the Tip Vortex Influenced by Supersonic Incoming Flow Disturbances

T.V. Konstantinovskaya¹, V.E. Borisov¹, A.E. Lutsky¹

¹ Keldysh Institute of Applied Mathematics, Miusskaya sq. 4, Moscow, 125047, Russia

Abstract

The paper presents the analysis results of a supersonic tip vortex propagation when the incoming flow is disturbed by an energy source in front of the wing generator using the methods of scientific visualization. The energy source center is located upstream from the wing generator angle formed by its leading and tip edges. The used wing is straight, rectangular in plan with sharp leading, tip and trailing edges, located at an angle of 10° degrees to the incoming flow with Mach number $M_\infty = 3$. Numerical data were obtained in an area exceeding 30 wing chords downstream from the wing axis. Numerical model based on URANS equations with the hybrid method DES based on the turbulence model SA was used. Numerical simulations were carried out on the K-60 hybrid supercomputer system at the Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS. Scientific visualization is performed both by widespread traditional vortex identification methods λ_2 and Q , and by the method of the latest generation Liutex, which is free from shear and compressive components of the strain rate tensor by its construction. Significant differences in the applying

ГрафиКон 2022: 32-я Международная конференция по компьютерной графике и машинному зрению, 19-22 сентября 2022 г., Рязанский государственный радиотехнический университет им. В.Ф. Уткина, Рязань, Россия

EMAIL: konstantinovskaya.t.v@gmail.com (Т.В. Константиновская); narelen@gmail.com (В.Е. Борисов); alllutsky@yandex.ru (А.Е. Луцкий)

ORCID: 0000-0002-1127-503X (Т.В. Константиновская); 0000-0003-4448-7474 (В.Е. Борисов); 0000-0002-4442-0571 (А.Е. Луцкий)



© 2022 Copyright for this paper by its authors.
Use permitted under Creative Commons License Attribution 4.0 International (CC BY 4.0).

results of the classical scientific visualization methods and the latest generation visualization method to the vortex identification in considered problem are shown.

Keywords

Vortex flow visualization, supersonic tip vortex, vortex identification, energy source in flow.

1. Введение

В обычных условиях обтекание летательных аппаратов (ЛА) сопровождается образованием различных вихревых структур. Они оказывают значительное влияние на аэродинамику и эффективность органов управления ЛА вплоть до полной потери контроля. Специальный случай представляют собой такие вихревые структуры, как концевые вихри. Они сопровождают полет ЛА, срываясь с различных его элементов: кромок крыльев, оперения, элементов управления, обретенные части фюзеляжа. Свойства концевых вихрей и их взаимодействие с различными объектами активно изучается с середины XX века.

Для дозвуковых режимов полетов основное внимание уделялось вопросам безопасности эксплуатации ЛА, в частности, безопасной работе аэропортов. Действительно, ЛА, попавший в вихревой след впереди идущего ЛА, испытывает интенсивный круговой момент, который может привести к произвольному изменению курса, высоты и т.п. В подобных ситуациях может происходить даже полная потеря контроля. Это может быть особенно критично при малых скоростях и высоте, особенно в условиях скопления летящих ЛА – а это есть стандартные условия эксплуатации аэропортов. В мировой практике известны как нештатные, так и катастрофические ситуации, основной причиной которых стало описанное явление [1]. Кроме риска попадания в след впереди идущего ЛА, для сверхзвуковых режимов полета становятся актуальными риски попадания вихревого следа на другие элементы ЛА, расположенные ниже по потоку, а также его возможное попадание в камеру сгорания двигательной установки. Эти ситуации могут также становиться причиной потери контроля, особенно в случае сверхзвуковых режимов.

Что касается концевых вихрей при сверхзвуковых режимах полета ЛА, то вплоть до настоящего времени им посвящено значительно меньшее число работ, чем концевым вихрям в дозвуковых режимах. Частично это связано с определенными трудностями при их изучении как экспериментальными методами, так и численными. Принимая во внимание вновь возросший интерес в сверхзвуковом ЛА как в военной, так и в гражданской промышленности, исследование сверхзвуковых вихрей остается важной и актуальной задачей аэродинамики.

Как правило, свойства концевых вихрей изучаются в случае однородного набегающего потока. Несмотря на то, что есть работы по изучению влияния возмущений на концевой вихрь при дозвуковых режимах, влияние возмущений остается практически неизученной задачей в случае сверхзвуковых течений. В качестве частного случая возмущения набегающего потока в работе рассматривается задача наличия источника энергии перед крылом-генератором.

Методы научной визуализации активно развиваются вплоть до настоящего времени, они являются важным этапом обработки и исследования данных. Эти методы позволяют не только отображать данные, но и проводить их анализ. В работе изложены анализ и визуализация задачи распространения сверхзвукового концевой вихря при наличии источника энергии перед крылом-генератором. Показано, что классические методы визуализации вихревых структур (такие как λ_2 и Q) для данной задачи работают некорректно, в отличие от метода визуализации третьего поколения Rortex/Liutex, который дает более правдоподобный результат благодаря тому, что исключает сдвиговые и сжимающие компоненты тензора скоростей деформации.

2. Постановка задачи

Исследовалось сверхзвуковое обтекание крыла с источником энергии перед его передней кромкой (рисунок 1). А именно, влияние источника энергии на формирование и распространение концевой вихря с концевой кромки крыла-генератора. Область вложения энергии имела форму параллелепипеда с координатами угловых точек $(x_1, y_1, z_1) = (-0.031, -$

0.0036, 0.094) и $(x_2, y_2, z_2) = (-0.025, -0.0016, 0.096)$. Тем самым она располагалась впереди по потоку симметрично относительно точки пересечения передней и боковой кромок крыла на расстоянии около трети хорды крыла от его передней кромки, что показано на рисунке 1. Число Маха набегающего потока было $M_\infty = 3$, число Рейнольдса равнялось $Re_{L=1m} = 10^7$. Крыло-генератор представляло собой прямое полукрыло, прямоугольное в плане, с острыми передней, концевой и задней кромками. Крыло имело ромбовидное основание с толщиной 13,3% от хорды. В безразмерных координатах крыло имело полуразмах $l = 0.095$, хорду $b = 0.03$.

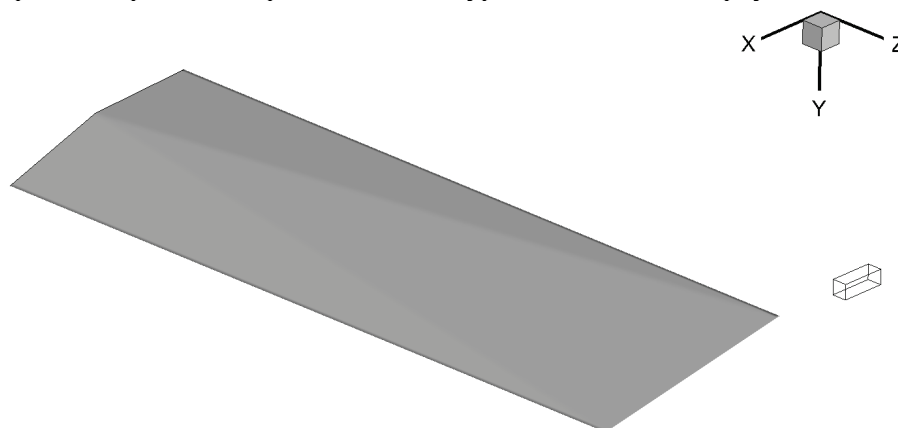


Рисунок 1 – Крыло-генератор и область вложения энергии в поток

3. Численная модель

Для описания трехмерного турбулентного течения сжимаемого газа использовалась система нестационарных осредненных по Рейнольдсу и Фавру уравнений Навье–Стокса (URANS). В качестве модели турбулентности использовался гибридный метод DES (моделирование отсоединенных вихрей) на основе модели турбулентности Спаларта–Аллмараса (SA) и RANS уравнений за счет модификации линейного масштаба турбулентности [2].

Аппроксимация уравнений модели проводилась по пространству с помощью метода конечных объемов со схемой реконструкции TVD 2-го порядка точности. Предполагая, что расчетная область покрыта сеткой, состоящей из неперекрывающихся многогранных ячеек, метод конечных объемов реализуется интегрированием системы уравнений модели по каждой счетной ячейке с последующим преобразованием объемных интегралов от потоков в поверхностные интегралы по граням ячейки. Для вычисления невязких потоков на гранях расчетных ячеек использовался обобщенный метод С. К. Годунова с точным римановским солвером. Для аппроксимации уравнений по времени применялись как явная, так и неявная (на основе метода LU-SGS) схемы. Используемый численный метод описан в [3].

Для численных расчетов использовался разработанный в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН пакет программ для параллельного вычисления ARES [4]. Расчеты проводились на гибридной суперкомпьютерной системе К-60 [5] в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН с использованием 112 процессоров. Расчетная область превышала 30 хорд крыла вниз по потоку от оси крыла.

4. Визуализация вихревых структур течения

В рамках использованного для расчетов пакета программ ARES в форме постпроцессинговой обработки был реализован отдельный модуль определения вихревых структур на гексагональных сетках. В его рамках полностью реализованы некоторые классические методы научной визуализации, такие как λ_2 , Q метод и др. Также добавлена реализация Лютекс (Lutex) метода научной визуализации - метода последнего поколения определения вихревых структур. Модуль формирует выходные данные в формате пакета программ Tecplot.

4.1. λ_2 -метод визуализации

λ_2 -метод (или критерий) для идентификации вихревых структур является достаточно широко распространенным и часто применяется при обработке данных. Он был предложен в работе [6]. Согласно данному критерию область вихревого течения определяется исходя из анализа собственных чисел симметричной матрицы $\mathbf{A} = \mathbf{S}^2 + \mathbf{\Omega}^2$, которые всегда вещественны (здесь \mathbf{S} и $\mathbf{\Omega}$ соответственно тензоры скоростей деформации и завихренности течения):

$$\nabla \mathbf{u} = \mathbf{S} + \mathbf{\Omega}, \quad S_{i,j} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right), \quad \Omega_{i,j} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right),$$

где $\nabla \mathbf{u}$ тензор градиента скорости течения.

Вихревой областью при этом согласно методу считается часть пространства, в которой второе собственное число $\lambda_2(\mathbf{A}) < 0$ ($\lambda_1 \geq \lambda_2 \geq \lambda_3$).

4.2. Q метод визуализации

Q метод, так же как и λ_2 -метод, выражается через матрицы \mathbf{S} (тензор скоростей деформации) и $\mathbf{\Omega}$ (тензор завихренности) и в предположении несжимаемого течения имеет вид [7]:

$$Q = \frac{1}{2} (\|\mathbf{\Omega}\|^2 - \|\mathbf{S}\|^2)$$

что есть мера того, насколько локальная скорость вращения превышает локальную степень деформации. Таким образом, область вихря определяется при $Q > 0$.

4.3. Лютекс (Liutex) метод визуализации

Лютекс (Liutex) метод (критерий) визуализации вихревых структур является одним из последних – методом третьего поколения, свободным по своему построению от сдвиговых и сжимающих компонент тензора скоростей деформации [8]. Он позволяет оценивать не только направление, но и силу вихря.

Метод был опубликован в 2018 г. как Рортекс (Rortex) [9], впоследствии он был переименован в Лютекс (Liutex) по имени одного из авторов [10].

Согласно этому критерию областью течения с вихревыми структурами считается та, в которой тензор скоростей деформации имеет одно действительное λ_r и два комплексно-сопряженных $\lambda_{cr} \pm \lambda_{ci}$ собственных значения. С использованием этих собственных значений определяется Рортекс-вектор [11], локально совпадающий с осью вращения вихря как твердого тела:

$$\mathbf{R} = R \mathbf{r}, \quad R = \boldsymbol{\omega} \cdot \mathbf{r} - \sqrt{(\boldsymbol{\omega} \cdot \mathbf{r})^2 - 4\lambda_{ci}^2},$$

где $\boldsymbol{\omega}$ – вектор завихренности, \mathbf{r} – нормированный собственный вектор, отвечающий λ_r , с условием $\boldsymbol{\omega} \cdot \mathbf{r} > 0$. На его основе формируется нормированная величина $\overset{\circ}{\Omega}_R \in [0, 1]$, показывающая интенсивность локального вращения среды:

$$\overset{\circ}{\Omega}_R = \frac{(\boldsymbol{\omega} \cdot \mathbf{r})^2}{2 \left[(\boldsymbol{\omega} \cdot \mathbf{r})^2 - 2\lambda_{ci}^2 + 2\lambda_{cr}^2 + \lambda_r^2 \right] + \varepsilon_{Lu}}, \quad \varepsilon_{Lu} = k \max \{ \lambda_{ci}^2 \}.$$

Здесь ε_{Lu} – величина, предназначенная для фильтрации численного «шума», максимум λ_{ci} берется по всей рассматриваемой области, $k = 0.001 : 0.002$ [11, 12].

5. Результаты и визуализация

В этой части работы представлены полученные результаты исследования и визуализации сверхзвукового обтекания крыла набегающим потоком возмущенным источником энергии перед его передней кромкой (рисунок 1).

При добавлении источника энергии в поток вместо равномерного потока на крыло набегающий поток с областью с пониженным давлением (P) и плотностью (R) и повышенной температурой (T), что отображено на рисунке 2. На нем показаны распределения параметров в поперечном сечении непосредственно перед передней кромкой крыла-генератора – при $x = -0.0175$ (на расстоянии около $1/12$ части хорды крыла от его передней кромки).

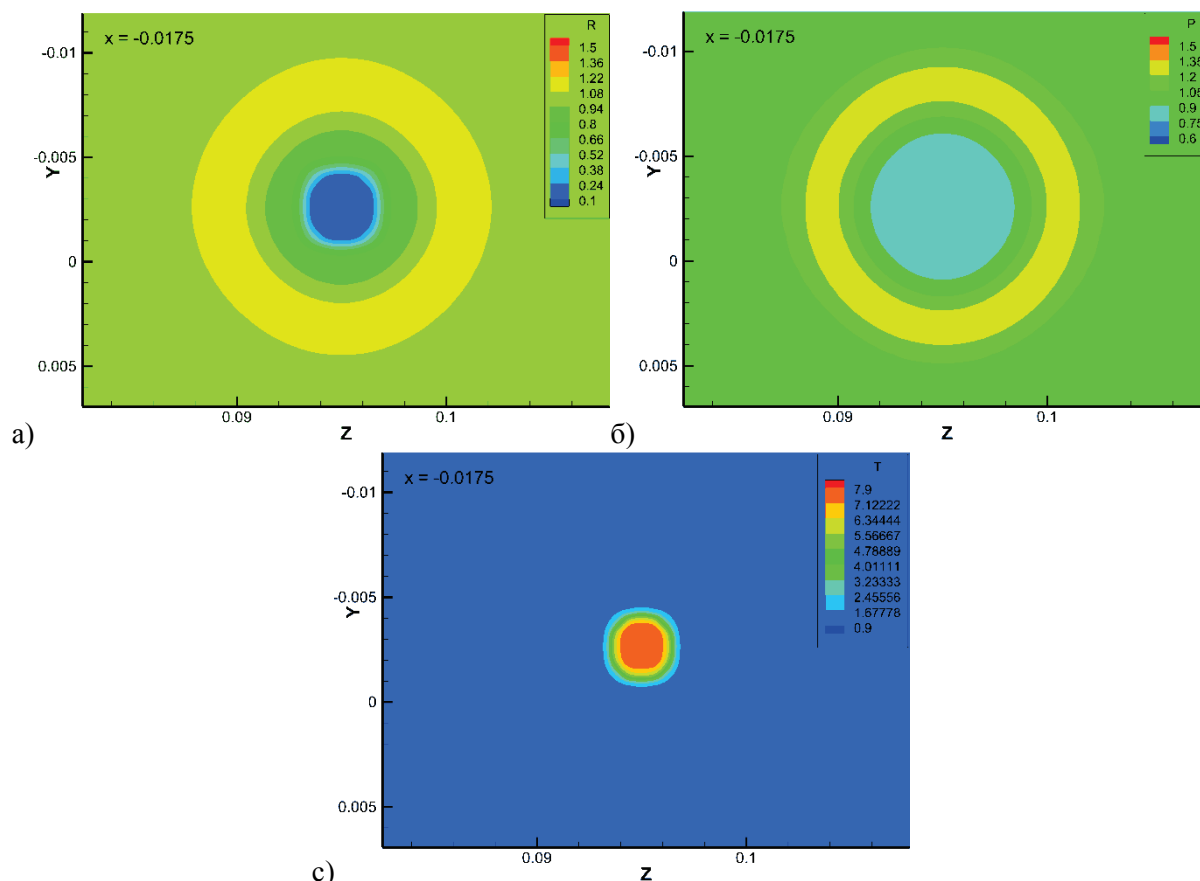
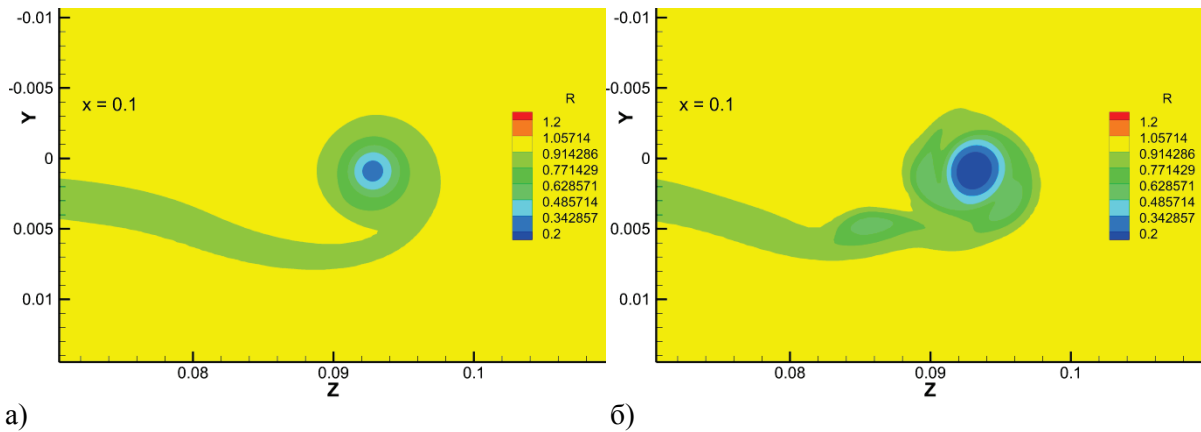


Рисунок 2 – Распределения плотности R (а), давления P (б) и температуры T (в) в поперечном сечении набегающего потока с источником энергии в сечении $x = -0.0175$

При возмущении набегающего сверхзвукового потока источником энергии плотность R на оси вихря становится ниже, появляется второй локальный минимум плотности, что показано в поперечном сечении $x = 0.1$ на рисунке 3. Уменьшение значений плотности на оси вихря при наличии источника энергии наблюдается на всей рассмотренной области (рисунок 4). Целесообразны дальнейшие исследования для более широкого понимания картины течения.

К описанной задаче распространения сверхзвукового концевое вихря при наличии впереди расположенного источника энергии были применены следующие методы научной визуализации вихревых структур, описанные в п. 4: λ_2 , Q и Liutex. Традиционными методами (λ_2 и Q) было получено раздвоение концевое вихря в ближней области за крылом (рисунок 5). Двойной вихрь согласно этим методам идет (определяется) до значения $x = 0.265$, что соответствует 8,83 хорды крыла от оси крыла вниз по потоку. Далее две части сливаются, образуя один основной вихрь. На рисунке 5 показаны результаты визуализации при значении параметров $\lambda_2 = -1000$ (оранжевый) и $Q = 1000$ (голубой): а) в ближней области, б) во всей расчетной области.



а) **Рисунок 3** – Распределение плотности (R) в поперечном сечении $x = 0.1$ при а) невозмущенном набегающем потоке б) набегающем потоке с источником энергии

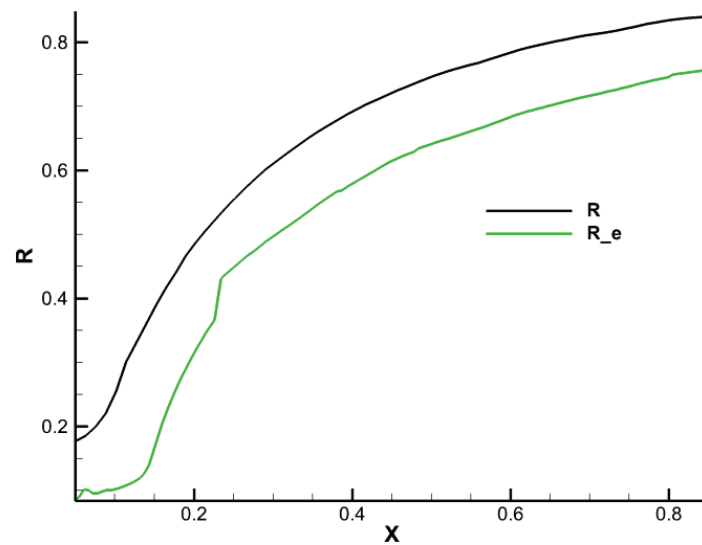


Рисунок 4 – Значение плотности (R) на оси концевой вихря в невозмущенном потоке (черный) и при возмущении источником энергии (зеленый)

Более подробное исследование показывает, что непосредственно за крылом наблюдается небольшая дополнительная вихревая структура в том месте, где определяется второй вихрь классическими методами. Это можно видеть на рисунке 6-а, где показаны распределение плотности и линии тока в поперечном сечении $x = 0.03$. Однако уже на расстоянии чуть меньше одной хорды крыла от задней кромки крыла ($x = 0.04$) наблюдается только одна основная структура концевой вихря (рисунок 6-б), чему не соответствуют результаты применения классических методов визуализации λ_2 и Q . Дополнительные вихревые структуры непосредственно за задней кромкой крыла связаны в большей степени с зоной формирования вихря.

На рисунке 7 показан результат применения Liutex-критерия при $\tilde{\Omega}_R = 0.45$.

Согласно Liutex-критерию в сечении $x = 0.03$ определяется несколько вихревых структур, в том числе тот самый второй вихрь, что отображено на рисунке 8-а красными линиями, которые отвечают значению $\tilde{\Omega}_R = 0.4$, значение $\tilde{\Omega}_R = 0.45$ уже не показывает столь незначительную вихревую структуру (рисунок 8-б). Начиная со значения $x = 0.05$ (что соответствует 1.166 хорды от задней кромки) согласно Liutex-критерию наблюдается одна вихревая структура – концевой вихрь, что соответствует картине течения (рисунок 9).

Таким образом, традиционные методы визуализации вихревых структур реагируют на градиент плотности, а именно на второй локальный минимум плотности, определяя в этом месте второй «вихрь».

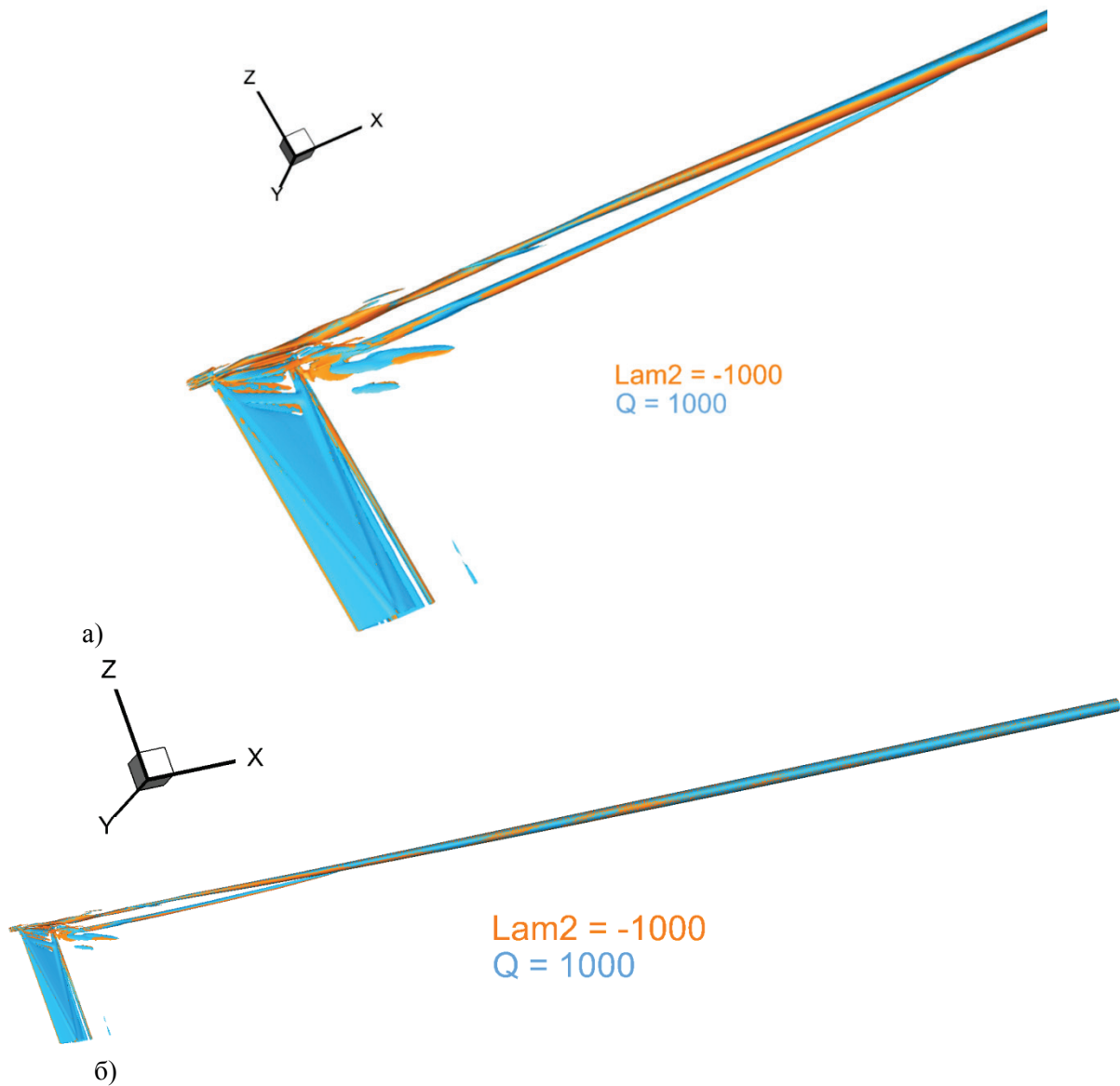


Рисунок 5 – Результат применения традиционных методов научной визуализации λ_2 и Q : а) в ближней области, б) во всей расчетной области; показаны изоповерхности $\lambda_2 = -1000$ (оранжевый) и $Q = 1000$ (голубой)

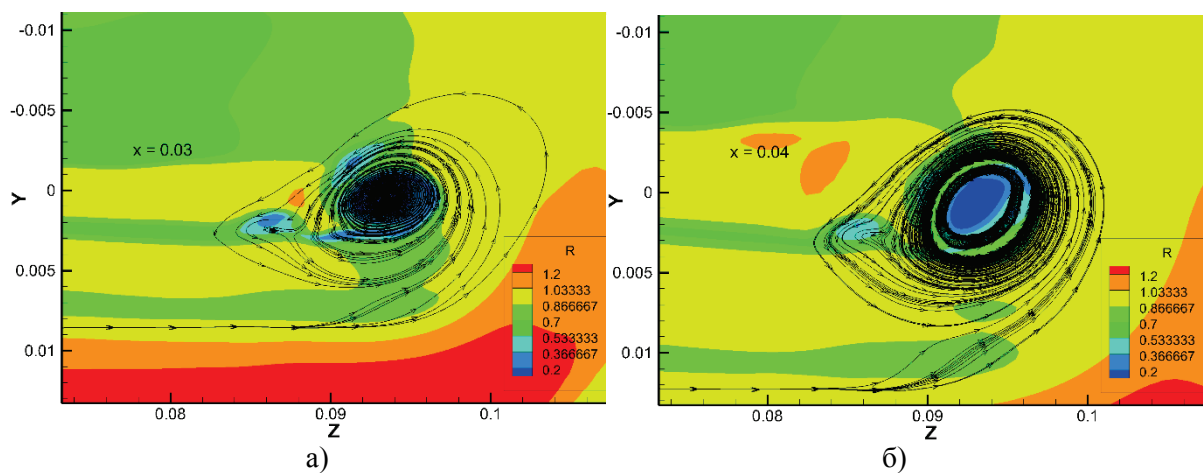


Рисунок 6 – Распределение плотности (R) и линии тока в поперечных сечениях: а) $x = 0.03$, б) $x = 0.04$

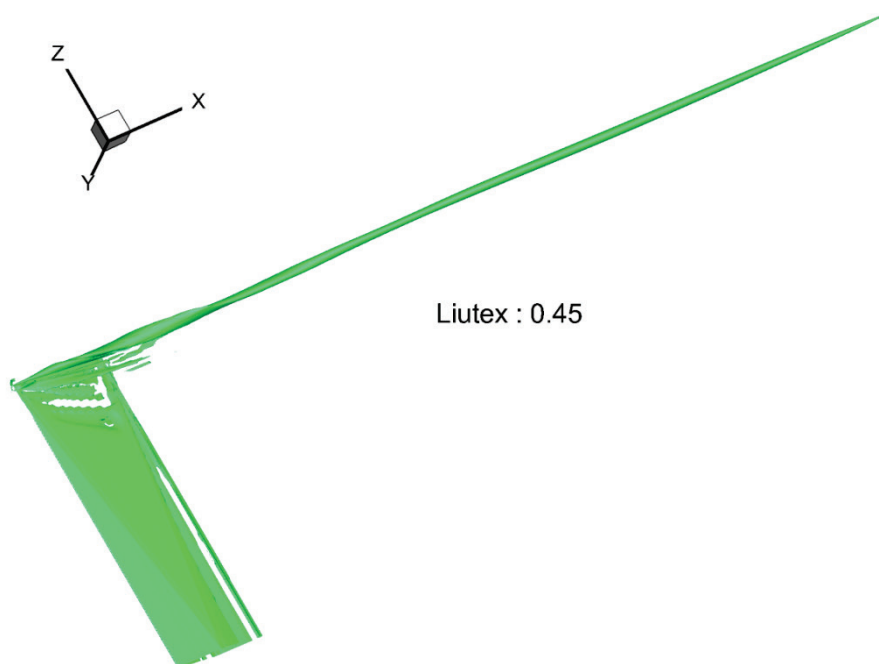


Рисунок 7 – Результат применения Liutex-критерия, $\tilde{\Omega}_R = 0.45$

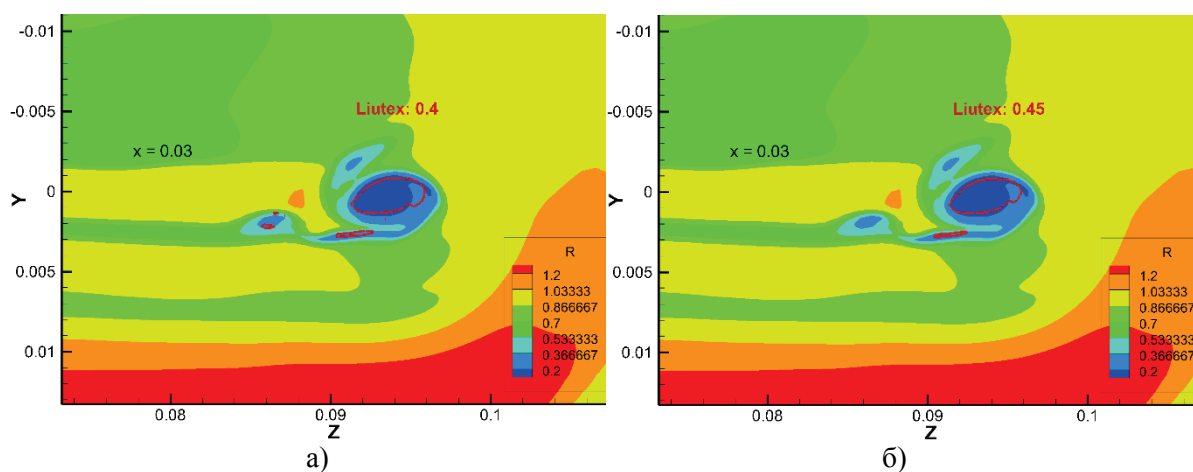


Рисунок 8 – Распределение плотности (R) и линии Liutex-критерия в поперечном сечении $x = 0.03$: а) $\tilde{\Omega}_R = 0.4$, б) $\tilde{\Omega}_R = 0.45$

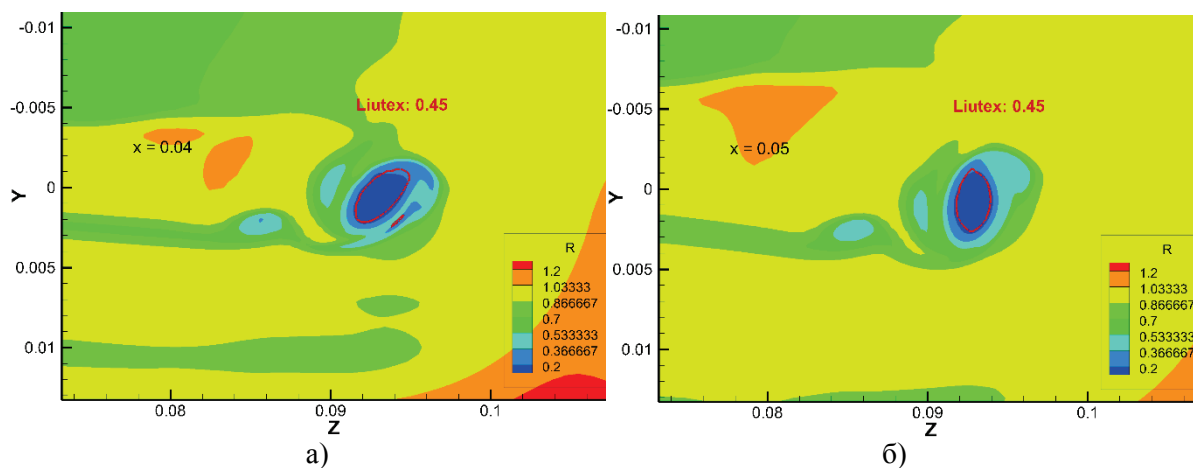


Рисунок 9 – Распределение плотности (R) и линии Liutex-критерия $\tilde{\Omega}_R = 0.45$ (красный) в поперечных сечениях $x = 0.04$ и $x = 0.05$

6. Заключение

В работе представлены результаты анализа и научной визуализации задачи распространения сверхзвукового концевых вихря при наличии источника энергии перед передней кромкой крыла генератора. Число Маха набегающего потока было $M_\infty = 3$, угол атаки крыла-генератора 10° .

Расчеты выполнены авторским пакетом программ ARES, внутри которого реализованы использованные методы визуализации в модуле постобработки, где выходные данные формируются в формате пакета программ Tecplot.

Методы научной визуализации позволяют не только визуализировать полученные данные, но и эффективно проводить их анализ. Однако необходимо обращать большее внимание на ограничения связанные с применением того или иного метода научной визуализации, учитывая плюсы и минусы каждого из них.

Так для рассмотренной задачи (с источником энергии) было получено, что классические методы визуализации вихревых структур, такие как λ_2 и Q , дают некорректное представление о течении, а именно с их помощью определяется раздвоение концевых вихря в ближней зоне (до 8,83 хорд крыла вниз по потоку от оси крыла). Это опровергается дополнительными исследованиями, которые показывают, что после зоны формирования (ограниченной одной хордой от задней кромки крыла), для которой характерны множественные вихревые структуры и где идет активное влияние пелены, сходящей с крыла, наблюдается один концевой вихрь.

Однако, применение метода идентификации вихревых структур третьего поколения Liutex-критерия (Лютекс) дает в качестве результата один вихрь начиная с расстояния одной хорды крыла вниз по потоку от задней кромки крыла, что совпадает с картиной течения.

Таким образом, метод визуализации вихревых структур третьего поколения Liutex-критерий (Лютекс) благодаря тому, что он свободен по построению от сдвиговых и сжимающих компонент тензора скоростей деформации, кажется авторам перспективным для дальнейшего развития и применения для определения вихревых структур в различных конфигурациях течений.

7. Благодарности

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, проект № 22-21-00470.

8. Список источников

- [1] BFU Interim Report BFU17-0024-2X. German Federal Bureau of Aircraft Accident Investigation, 2017.
- [2] Современные подходы к моделированию турбулентности / А.В. Гарбарук, М.Х. Стрелец, А.К. Травин, М.Л. Шур: учеб. пособие – СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2016. 234 с.
- [3] В.Е. Борисов, А.А. Давыдов, И.Ю. Кудряшов, А.Е. Луцкий, И.С. Меньшов. Параллельная реализация неявной схемы на основе метода LU-SGS для моделирования трехмерных турбулентных течений // Математическое моделирование, 2014, 26(10), с. 64–78; V.E. Borisov, A.A. Davydov, I.Yu. Kudryashov, A.E. Lutsky, I.S. Men'shov. Parallel Implementation of an Implicit Scheme Based on the LU-SGS Method for 3D Turbulent Flows // Mathematical Models and Computer Simulations, 2015, 7(3), pp. 222–232.
- [4] Программный комплекс ARES для расчета трехмерных турбулентных течений вязкого сжимаемого газа на высокопроизводительных вычислительных системах. В.Е. Борисов, А.А. Давыдов, И.Ю. Кудряшов, А.Е. Луцкий. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU 2019667338; зарегистр. 23.12.2019.
- [5] Вычислительный комплекс K-60 // URL: <https://www.kiam.ru/MVS/resources/k60.html> .
- [6] Jeong J., Hussain F. On the identification of a vortex // Journal of Fluid Mechanics. 1995. Volume 285, pp. 69–94.
- [7] Hunt J.C.R., Wray A.A., Moin P. Eddies, stream, and convergence zones in turbulent flows // Technical Report № CTR-S88. Palo Alto: Center for Turbulent Research. 1988. pp 193–208.

- [8] Liu C., Gao Y., Dong X., Wang Y., Liu J., Zhang Y., Cai X., Gui N. / Third generation of vortex identification methods: Omega and Liutex/Rortex based systems // J. Hydrodyn. 2019. 31 2, pp. 205–223.
- [9] Rortex—A new vortex vector definition and vorticity tensor and vector decompositions / C. Liu, Y. Gao, S. Tian, X. Dong // Phys. Fluids. 2018. 30:035103.
- [10] Shrestha P., Nottage C., Yu Y., Alvarez O., Liu C. / Stretching and shearing contamination analysis for Liutex and other vortex identification methods // Advances in Aerodynamics. 2021. 3 8.
- [11] Liu J., Liu C. Modified normalized Rortex / vortex identification method // Phys. Fluids. 2019. 31:061704, 6 p.
- [12] Dong X., Gao Y., Liu C. New normalized Rortex/vortex identification method // Phys. Fluids. 2019. 31:011701, 6 p.