УДК 532
DOI: 10.25686/978-5-8158-2474-4-2025-487-493

Визуализация вихревой системы треугольного крыла

Т. В. Константиновская, В. Е. Борисов, А. Е. Луцкий
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия

Аннотация. В работе рассматривается задача образования вихревых структур при сверхзвуковом обтекании дельтовидного крыла. Показаны способы визуализации этих структур. Представлены результаты применения методов научной идентификации и визуализации вихревых течений к анализу и обработке полученных в результате расчетов численных данных. Дельта-крыло расположено под углом атаки 14º градусов к набегающему потоку. Моделирование результатов основывалось на использовании URANS уравнений. Численные расчеты проведены на гибридной суперкомпьютерной системе К-60 в ЦКП ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. Использованы различные подходы и критерии для идентификации вихревых структур и визуализации результатов численных расчетов.

Ключевые слова: обтекание дельта-крыла, вихрь, идентификация вихревых структур, научная визуализация.

Visualization of delta wing vortex system

T. V. Konstantinovskaya, V. E. Borisov, A. E. Lutsky
Keldysh Institute of Applied Mathematics, Moscow, Russia

Abstract. The problem of vortex structures formation in supersonic flow around a delta wing is considered in the paper. The methods of visualization of these structures are shown. The results of application of vortex flows scientific identification and visualization methods to the analysis and processing of numerical data obtained as a result of simulations are presented. The delta wing is located at an attack angle of 14 degrees to the incoming flow. URANS equations were used for the results modeling. Numerical simulations were carried out on a hybrid supercomputer system K-60 at the CKP of Keldysh Institute of Applied Mathematics of the RAS. Various approaches and criteria have been used for vortex structures identification and visualization the numerical simulations results.

***Keywords*:** flow around delta wing, vortex, vortex structures identification, scientific visualization

Введение

Дельтовидные, или треугольные, крылья начали активно использоваться в авиации с 1950-х годов с развитием высокоскоростных летательных аппаратов (ЛА), где получили широкое применение. Такие крылья используются также в области аэрокосмических технологий, например, для таких аппаратов, как Буран и Space Shuttle.

Сегодня интерес к треугольным крыльям возрастает не только в авиации, так как скорости передвижения имеют большое значение в современном мире, но и в аэрокосмической сфере в контексте разработки многоразовых космических систем. В частности, следует упомянуть космический корабль Starship, у которого вторая ступень оснащена треугольными аэродинамическими поверхностями как в носовой, так и в хвостовой частях [1].

Широкое применение треугольных крыльев способствовало активному исследованию их аэродинамических характеристик как в нашей стране, так и за рубежом.

При проектировании и создании высокоскоростных летательных аппаратов ключевое значение имеет тщательное изучение аэродинамических характеристик их полета. Одной из главных задач является исследование вихревых структур, неизбежно сопровождающих сверхзвуковое обтекание треугольного крыла.

Для обработки и анализа данных, полученных в ходе численного и экспериментального моделирования, могут быть эффективно использованы методы научной идентификации и визуализации вихревых структур. Эти методы предоставляют инструменты не только для визуализации потоков, но и для их глубокого анализа [2–5].

В данной работе представлены результаты визуализации численного исследования сверхзвукового обтекания дельтовидного крыла. Показано образование вихревых структур на кромке и поверхности крыла. Авторами используются различные методы идентификации и визуализации вихревых течений, в частности, Лютекс (Liutex) критерий [5–8], относящийся к третьему поколению подобных методов.

Для проведения численных расчетов используется подход URANS с моделью турбулентности SA. Расчеты проводились на многопроцессорной гибридной системе К-60 в ЦКП ИПМ им. М.В. Келдыша РАН [9].

Постановка задачи

Исследовалось сверхзвуковое обтекание треугольного крыла, которое имело острые кромки, стреловидность 78º, полуразмах 0.1118 м, корневую хорду 0.526 м и угол атаки α = 14º. Число Маха набегающего потока принималось $M_\infty = 3$. Число Рейнольдса задавалось $\mathrm{Re}_L = 1 \times 10^7$ (L – характерная длина обезразмеривания вычислительной модели, здесь $L = 1$ м). На рисунке 1 представлена схема расчетной области. Использовалась неструктурированная сетка, содержащая 7315200 ячеек – криволинейных гексаэдров.

Течение рассматривалось на расстоянии вплоть до 2.8 корневой хорды крыла вниз по потоку от задней кромки крыла.

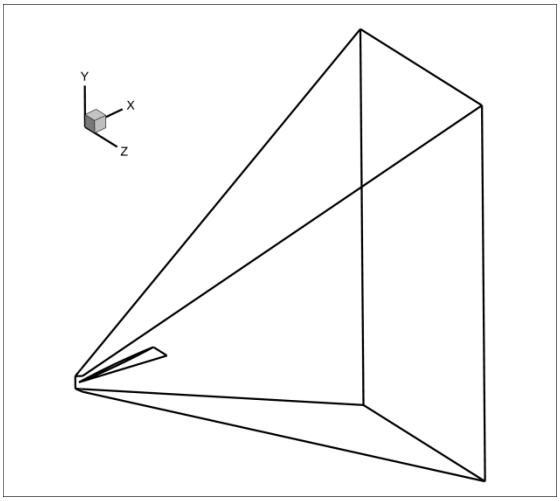

Рисунок 1. Расчетная область, установка треугольного крыла

Численные расчеты

В расчетной области задавалась связанная декартова система координат, начало которой совпадает с вершиной треугольного крыла; ось O_x направлена вдоль корневой хорды крыла, xOy совпадает с плоскостью симметрии, O_z перпендикулярна плоскости симметрии. Срединная поверхность крыла лежит в плоскости $z = 0$.

Численные данные были получены с использованием авторского программного комплекса ARES [10] расчета трехмерных турбулентных течений вязкого сжимаемого газа, который был разработан и программно реализован в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

Для расчетов трехмерного турбулентного течения сжимаемого газа использовалась система нестационарных осредненных по Рейнольдсу и Фавру уравнений Навье–Стокса (URANS). Использовалась однопараметрическая модель турбулентности Спаларта–Аллмараса (SA) в модификации для сжимаемых течений [11]. Начальные и граничные условия ставились стандартным образом.

Аппроксимация уравнений модели осуществлялась в пространственном направлении с применением метода конечных объемов со схемой реконструкции второго порядка точности TVD. Метод конечных объемов в предположении, что расчетная область разбита на неперекрывающиеся многогранные ячейки, реализуется путем интегрирования системы уравнений модели для каждой ячейки, после чего объемные интегралы от потоков преобразуются в поверхностные интегралы по граням ячейки. Для расчета невязких потоков на гранях ячеек был применен обобщенный метод С. К. Годунова с точным римановским солвером. Для временной аппроксимации уравнений использовались как явная, так и неявная схемы. Подробное описание используемого численного метода можно найти в [12].

Расчеты проводились на гибридной суперкомпьютерной системе К-60 [13] в ЦКП ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

Визуализация вихревой системы

Для визуального представления и анализа вихревых структур необходимо их определить и выделить из остального потока. На данный момент нет единого определения вихря, что приводит к разнообразию подходов и методов для его идентификации. В связи с этим продолжаются дальнейшие работы по поиску и созданию новых и оптимальных методов идентификации и визуализации вихревых структур для их изучения [14–16].

Для этих целей был разработан специальный отдельный модуль внутри авторского программного комплекса ARES, позволяющий в постпроцессинговом режиме обработки данных определять и анализировать вихревые структуры на гексагональных сетках. В его рамках реализованы некоторые классические методы научной идентификации и визуализации, такие как λ_2, Q-критерий и др [17, 18]. Также модуль содержит Лютекс (Liutex) метод научной визуализации – один из последних и наиболее современных критериев идентификации вихревых структур, относящийся к третьему поколению таких методов. Упомянутый постпроцессинговый модуль формирует выходные данные в формате пакета программ Tecplot.

В представленной работе визуализация результатов численных вычислений и их анализ проводятся с помощью различных методов идентификации и визуализации вихревых структур. В том числе применяются подходы с прямым использованием градиентов основных и производных газодинамических свойств течения.

Результаты расчетов и визуализация вихревых структур

На рисунке 2 представлен общий вид полученного течения при сверхзвуковом обтекании треугольного крыла. Для визуализации результатов течения на рисунке 2 используются изоповерхности модуля завихренности *Vort* (значение 200). Видно, что полученная вихревая система достаточно сложносоставная. На рисунке 2 различим основной вихрь, а также можно наблюдать влияние хвостового скачка на вихревую систему.

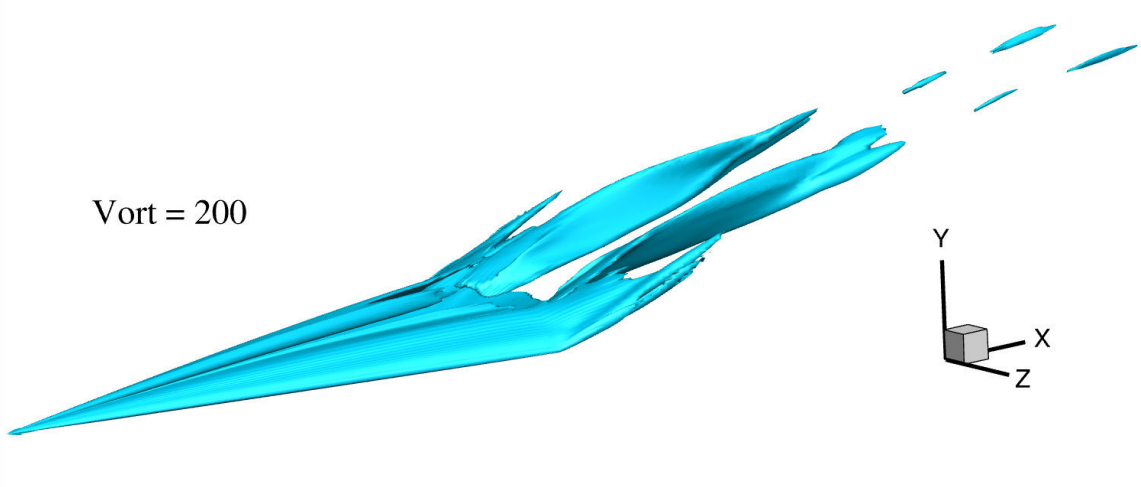

Рисунок 2. Общий вид полученного численно течения

В рассматриваемой постановке вихревая система образуется на подветренной стороне треугольного крыла и состоит из следующих основных элементов. Формируется вихрь на боковой кромке (первичный вихрь), основной вихрь и вторичный вихрь (рис. 3). На этом рисунке показаны распределение x-ой составляющей ротора скорости (завихренности) *XVorticity* и линии тока в поперечном сечении $x = 0.4$, пересекающем крыло ближе к задней кромке. Вторичный вихрь вызван отрывом пограничного слоя (на рисунке 3 обозначено красным цветом), который возникает из-за неблагоприятного градиента давления, а именно: роста давления по направлению к боковой кромке. Вторичный вихрь имеет направление вращения, противоположное направлению вращения основного вихря.

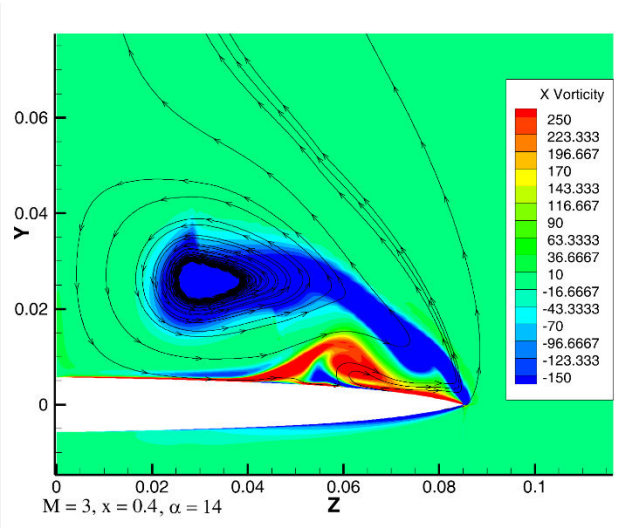

Рисунок 3. Распределение *XVorticity* и линии тока в проекции на поперечное сечение $x = 0.4$

Использование продольной завихренности *XVorticity* позволяет показать направление вращения выявленных вихревых структур (рис. 3 и 4). На рисунке 4 показано применение λ_2-критерия, изображены изолинии $\lambda_2 = -3000$. При этом они раскрашены продольной составляющей вектора завихренности, что действительно дает в рассмотренной конфигурации представление не только о наличии и положении вихревых структур, но и о направлении их вращения. На рисунке 4 отчетливо различимы в пространстве основные вихри (на боковой кромке, вторичный, основной).

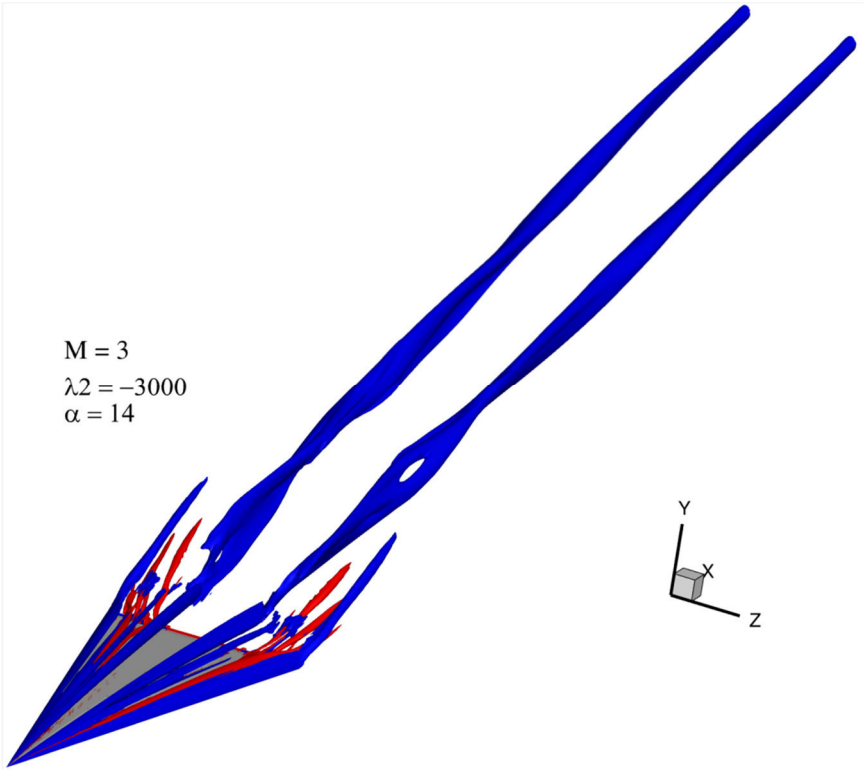

Рисунок 4. Визуализация вихревых структур при помощи λ_2-критерия: изоповерхности $\lambda_2 = -3000$

На рисунке 5 показаны оси структурообразующих вихрей: на боковой кромке, основного и вторичного, получены они с помощью анализа различных свойств течения.

Комбинация применения модуля завихренности и λ_2-критерия для визуального представления свойств течения и положения вихревых структур представлена на рисунке 6, где показаны поперечные сечения для трех значений x ($x = 0.45$, $x = 0.75$ и $x = 1.0$) с соответствующими параметрами в них. Можно видеть, что методы дают согласованные результаты.

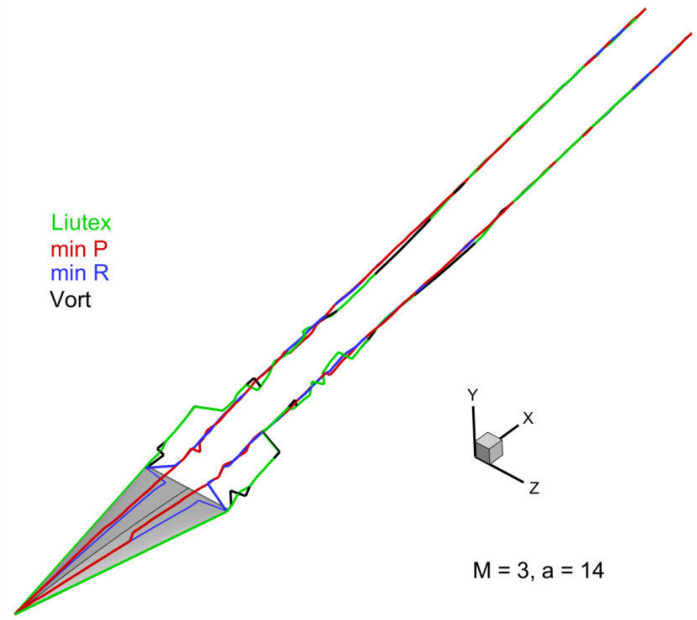

Рисунок 5. Определение осей вихрей: первичного (на боковой кромке), основного и вторичного: M = 3, α = 14°

Получено, что на некотором расстоянии от крыла его вихревая система сливается в одну вихревую структуру, которая хорошо различима и простирается вплоть до границ рассматриваемой области (см. рис. 4–6).

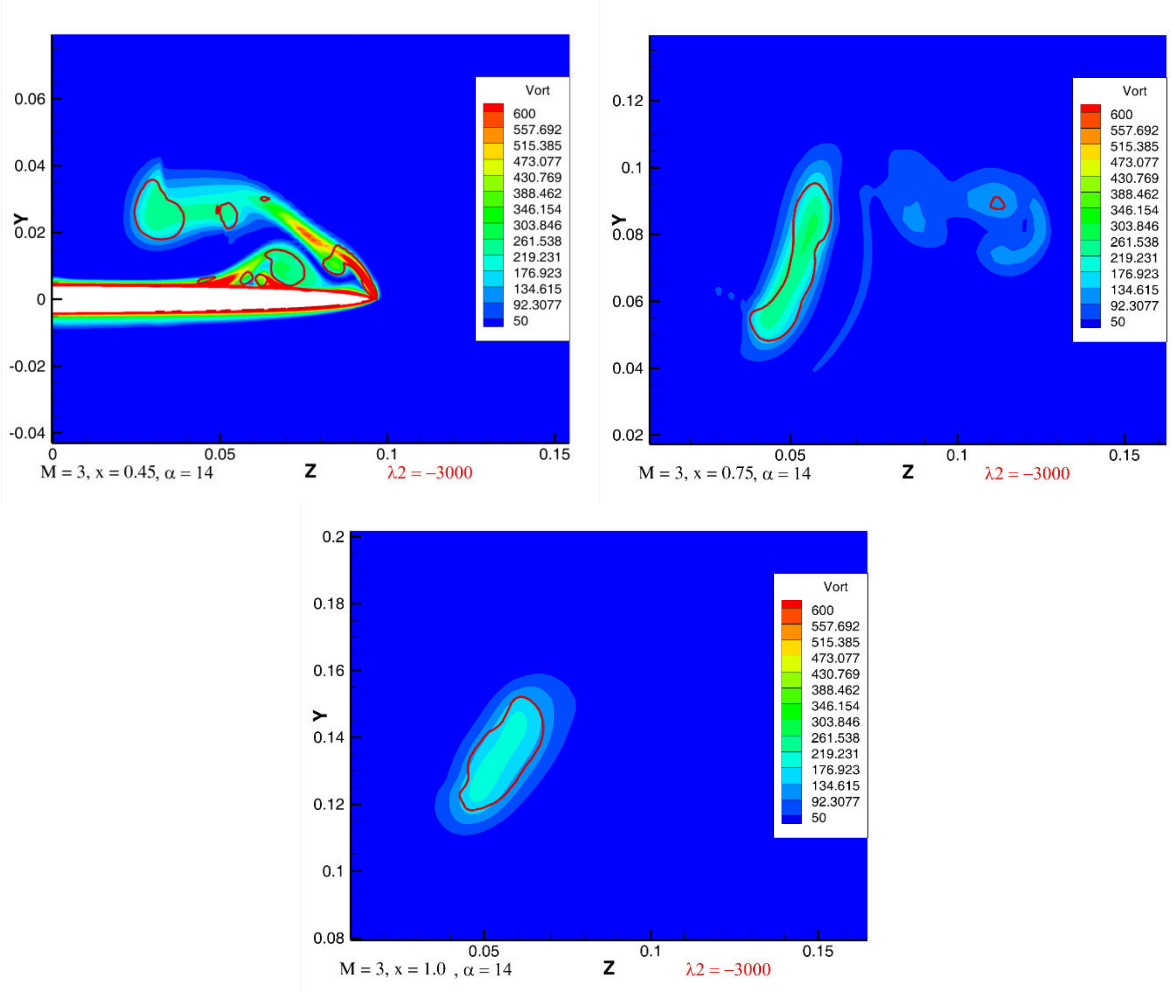

Рисунок 6. Визуализация вихревых структур при помощи модуля завихренности *Vort* и λ_2-критерия: показаны поперечные сечения при x = const, изоповерхности λ_2 = -3000 показаны красной линией

На рисунке 7 представлены изоповерхности завихренности (*Vort* = 200) с изображением коэффициента давления *Cp* поверх, показаны разные ракурсы: вид спереди-сверху (*а*), половина крыла до плоскости симметрии (*б*). Добавление коэффициента давления позволяет увидеть нюансы влияния хвостового скачка и изменения давления в вихревой системе в трехмерном пространстве.

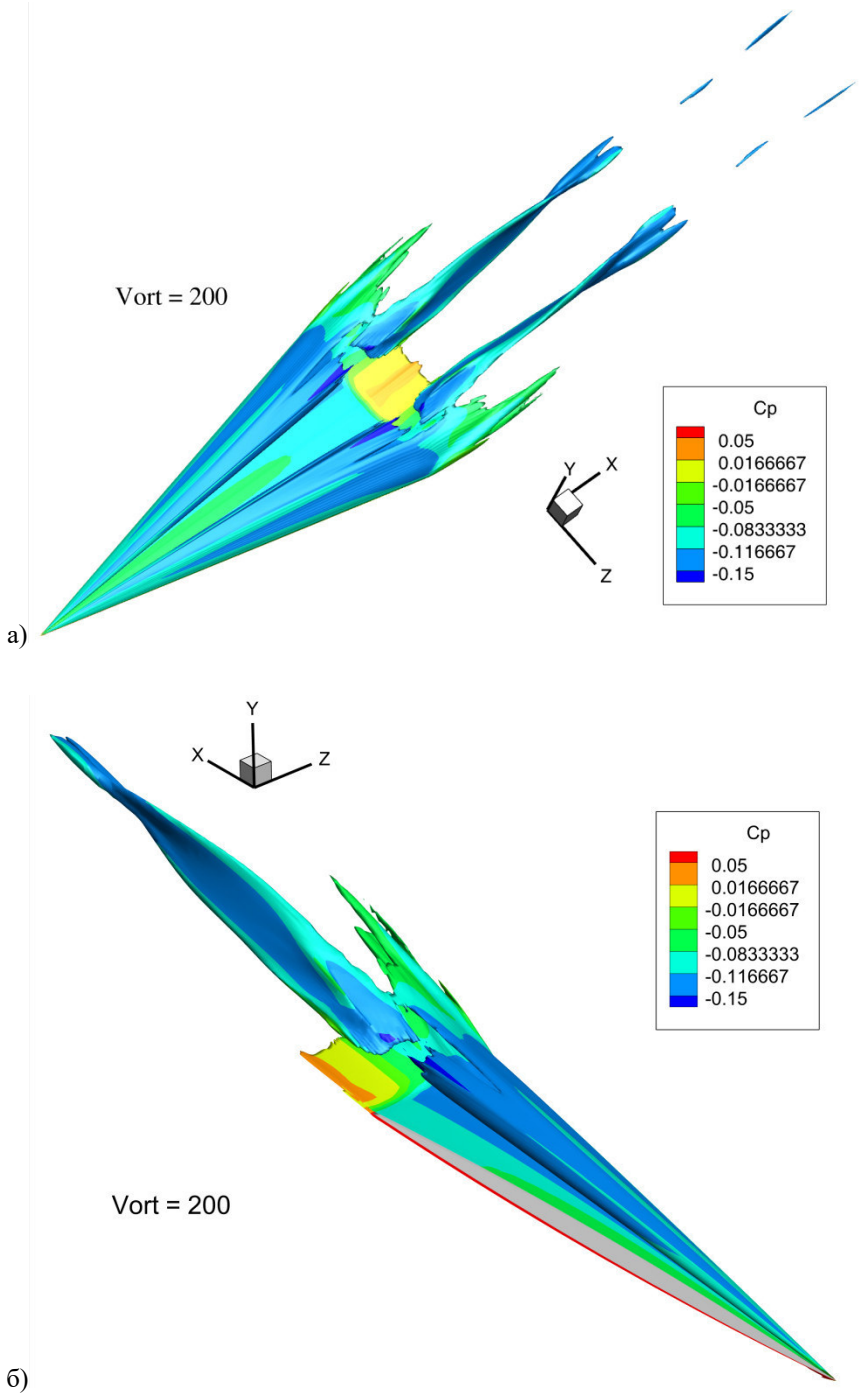

Рисунок 7. Визуализация вихревых структур при помощи изоповерхности завихренности (*Vort* = 200) с изображением коэффициента давления *Cp* поверх, представлены разные ракурсы: вид спереди-сверху (*а*), половина крыла до плоскости симметрии (*б*)

Таким образом, различные методы идентификации и визуализации вихревых структур могут использоваться как отдельно, так и в комбинации для достижения более точной и информативной идентификации и визуализации вихревых структур в различных средах, позволяя при этом добиться взаимодополняющих результатов и более глубокого анализа данных.

Заключение

В работе рассматриваются численные результаты расчетов сверхзвукового обтекания треугольного крыла. Представлены результаты анализа и научной визуализации полученных данных. Продемонстрировано применение различных методов и подходов к визуализации вихревых структур. Численные расчеты были выполнены с помощью авторского программного комплекса ARES на суперкомпьютере К-60 в ЦКП ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

Получено, что при сверхзвуковом обтекании треугольного крыла в рассмотренной конфигурации его вихревая система состоит из трех структур: первичного вихря (на боковой кромке), вторичного и основного. На некотором расстоянии за концевой кромкой крыла эти структуры сливаются в одну, составляя один вихрь, который простирается вплоть до конца интересующей нас области.

На примере рассмотренной задачи показано, как можно с помощью комбинирования различных способов и подходов к идентификации и визуализации вихревых структур реализовать разносторонний анализ численных данных.

Источник финансирования

Работа выполнена при финансовой поддержке РНФ, проект № 24-21-00230.

Список литературы

1. https://www.spacex.com/vehicles/starship
2. Yang Wen-Jei. Handbook of flow visualization. 2nd edition. CRC Press, 2001. 724 p.
3. Волков К.Н. Методы визуализации вихревых течений в вычислительной газовой динамике и их применение при решении прикладных задач // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2014. № 3 (91).
4. Epps B.P. Review of Vortex Identification Methods // 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. 2017. AIAA 2017-0989. DOI: 10.2514/6.2017-0989
5. Third generation of vortex identification methods: Omega and Liutex/Rortex based systems / C. Liu, Y. Gao, X. Dong, Y. Wang, J. Liu, Y. Zhang, X. Cai, N. Gui // J. Hydrodyn. 2019. **31** 2, pp. 205–223.
6. Stretching and shearing contamination analysis for Liutex and other vortex identification methods / P. Shrestha, C. Nottage, Y. Yu, O. Alvarez, C. Liu // Advances in Aerodynamics. 2021. **3** 8.
7. Liu J., Liu C. Modified normalized Rortex/vortex identification method // Phys. Fluids. 2019. 31:061704, 6 p.
8. Kolář V., Šístek J. Stretching response of Rortex and other vortex-identification schemes // AIP Advances. 2019. **9**, 105025. DOI: 10.1063/1.5127178
9. ЦКП (центр коллективного пользования) ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. URL: https://ckp.kiam.ru/?home
10. 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 / В.Е. Борисов, А.А. Давыдов, И.Ю. Кудряшов, А.Е. Луцкий.
11. Параллельная реализация неявной схемы на основе метода LU-SGS для моделирования трехмерных турбулентных течений / В.Е. Борисов, А.А. Давыдов, И.Ю. Кудряшов, А.Е. Луцкий, И.С. Меньшов // Математическое моделирование. 2014. № 26 (10). С. 64–78; Parallel Implementation of an Implicit Scheme Based on the LU-SGS Method for 3D Turbulent Flows / V.E. Borisov, A.A. Davydov, I.Yu. Kudryashov, A.E. Lutsky, I.S. Men'shov // Mathematical Models and Computer Simulations. 2015. No. 7 (3). P. 222–232.
12. Allmaras S.R., Johnson F.T., Spalart P.R. Modifications and Clarifications for the Implementation of the Spalart-Allmaras Turbulence Model // Seventh International Conference on CFD (ICCFD7), Big Island, Hawaii, 9-13 July 2012.
13. Вычислительный комплекс К-60. URL: https://www.kiam.ru/MVS/resourses/k60.html .
14. 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.
15. Surface techniques for vortex visualization / Ch. Garth, X. Tricoche, T. Salzbrunn, T. Bobach, G. Scheuermann // VISSYM'04: Proceedings of the Sixth Joint Eurographics – IEEE TCVG conference on Visualization, Konstanz Germany, May 19-21, 2004. P. 155-164.
16. Canivete Cuissa J.R., Steiner O. Innovative and automated method for vortex identification – I. Description of the SWIRL algorithm // A&A 668. 2022. A118. doi: 10.1051/0004-6361/202243740.
17. Jeong J., Hussain F. On the identification of a vortex // Journal of Fluid Mechanics. 1995. Vol. 285. P. 69–94.
18. 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. P. 193–208.