

<u>ИПМ им.М.В.Келдыша РАН</u> • <u>Электронная библиотека</u> <u>Препринты ИПМ</u> • <u>Препринт № 27 за 2025 г.</u>



<u>Н.А. Давыдова,</u> <u>Т.В. Константиновская</u>

ISSN 2071-2898 (Print) ISSN 2071-2901 (Online)

Образование вторичных вихрей при обтекании несущих поверхностей летательного аппарата

Статья доступна по лицензии Creative Commons Attribution 4.0 International

Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Давыдова Н.А., Константиновская Т.В. Образование вторичных вихрей при обтекании несущих поверхностей летательного аппарата // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2025. № 27. 14 с. EDN: <u>PTDBCP</u> <u>https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2025-27</u>

Ордена Ленина ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ имени М.В.Келдыша Российской академии наук

Н.А. Давыдова, Т.В. Константиновская

Образование вторичных вихрей при обтекании несущих поверхностей летательного аппарата

Москва — 2025

Давыдова Н.А., Константиновская Т.В.

Образование вторичных вихрей при обтекании несущих поверхностей летательного аппарата

Рассматривается образование вторичных вихрей при взаимодействии несущей поверхностью. Исследован вихря с механизм концевого формирования вторичных вихрей в результате отрыва пограничного слоя на несущей поверхности. Рассмотрены два варианта взаимного расположения концевого вихря и несущей поверхности. Расчеты проведены для числа Маха Численные набегающего потока M_{∞} 3. данные получены = многопроцессорной гибридной суперкомпьютерной системе К-60 в ЦКП ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

Ключевые слова: сверхзвуковой поток, взаимодействие вихревых структур, вторичные вихри

Natalia Alexandrovna Davydova, Tatiana Vitalievna Konstantinovskaya

Formation of secondary vortices in flow around flight vehicle lifting surfaces

The formation of secondary vortices during the interaction of a tip vortex with a lifting surface is considered. The mechanism of formation of secondary vortices as a result of separation of the boundary layer on the lifting surface is investigated. Two variants of the mutual arrangement of the tip vortex and the lifting surface are considered. The numerical simulations are performed for the incoming flow Mach number $M_{\infty} = 3$. The numerical data are obtained on the multiprocessor hybrid supercomputer system K-60 at the CKP KIAM RAS.

Key words: supersonic flow, interaction of vortex structures, secondary vortices

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, проект 24-21-00230.

Оглавление

| Введение | 3 |
|---|----|
| Постановка задачи | 4 |
| Симметричное расположение концевого вихря | 6 |
| Вариант со смещением концевого вихря | 9 |
| Обсуждение результатов | 11 |
| Выводы | 12 |
| Библиографический список | 12 |

Введение

Вихревые течения естественным образом образуются при обтекании летательных аппаратов. Формирование концентрированных вихрей обычно связано с областями отрыва. Концентрированные (когерентные) вихри являются достаточно отчетливо локализованными областями в потоке с величинами завихренности (ротора скорости), значительно превосходящими "фоновые" значения. Такие вихри обычно имеют четко окружающие выраженную ось, относительно которой происходит вращение частиц газа. Наличием таких вихревых структур обусловлен ряд проблем, которые необходимо решать в процессе проектирования и эксплуатации летательных аппаратов. Например, в гражданской авиации хорошо известны опасности, связанные с концевыми вихрями. Дело в том, что самолет, попавший в вихревой след за впереди идущим ЛA. испытывает интенсивные аэродинамические моменты, которые могут привести к произвольному изменению курса, высоты, скорости и т.п., вплоть до полной потери контроля. В мировой практике известны нештатные и катастрофические ситуации, связанные с этим явлением [1]. Этой проблеме посвящены многие отечественные и зарубежные публикации [2-4].

Другая проблема связана с возможным влиянием концевого вихря, образованного, например, на переднем горизонтальным оперении, на обтекание других, расположенных вниз по потоку, элементов конструкции. Помимо непосредственного силового влияния при таком взаимодействии может формирование вторичных вихрей, происходить которые влияют на характеристики объектов. аэродинамические Такого рода явления исследовались в ряде работ [5-8]. Среди них большой интерес с точки зрения темы настоящей статьи представляет работа [8]. В ней с использованием алгоритма высокого порядка проведено моделирование эволюции направленного по основному течению вихря Бэтчелора, налетающего на крыло конечного размаха. Рассмотрен режим с числом Маха на бесконечности М = 0.1. Было проанализировано несколько положений входящего вихря по размаху, и были обнаружены три различных режима течения. Когда вихрь располагался за боковой кромкой, но в непосредственной близости от законцовки крыла, он соединялся с концевым вихрем и образовывал диполь, который двигался вверх. При расположении входящего вихря на одной линии с концевым вихрем последний первоначально усиливался входящим вихрем, но затем обе структуры ослабевали в следе, поскольку закрученный набегающий вихрь на передней кромке приводил к тому, что неустойчивости сдвигового слоя вовлекались в структуру противоположного направления. Наконец, когда падающий вихрь располагался внутри передней кромки крыла, возникал спиральный режим, который переориентировал вихрь. Затем происходило чередование отрыва/присоединения. Набегающий разделялся вихрь И проходил по обеим сторонам крыла. Поток воздуха от набегающего вихря увеличивал эффективный угол атаки в момент столкновения, что увеличивало объемную зону рециркуляции, создаваемую оторвавшимся от передней кромки крыла пограничным слоем.

Следует подчеркнуть, что отмеченные работы относятся к дозвуковым (практически несжимаемым) режимам. Экспериментальные исследования [5-6] выполнены в гидродинамическом бассейне. Как видно из результатов [8], при таких скоростях наблюдается активное распространение возмущений из области взаимодействия вихря с крылом вверх по потоку.

Предметом исследования в настоящей работе является механизм образования вторичных вихрей при взаимодействии концевого вихря с прямоугольным крылом при его сверхзвуковом ($M_{\infty} = 3$) обтекании. Некоторые результаты по этому вопросу были получены ранее в работе [9]. Было, в частности, обнаружено, что формирование вторичных вихрей зависит от профиля крыла – в первую очередь, от неравномерного распределения давления. Поэтому в представленной работе большое внимание было уделено простейшему случаю – рассмотрено плоское крыло.

Постановка задачи

Исследуется взаимодействие концевого вихря, сформированного при обтекании крыла-генератора, с плоским основным крылом. Генератор имеет ромбовидный профиль с относительной толщиной 13.3%, его полуразмах $l_1 = 0.0475$ м, хорда $b_1 = 0.03$ м. Основное крыло плоское, расположено ниже по потоку, его полуразмах и хорда в 2 раза больше, чем у генератора. Расстояние между осями крыльев 4.5 хорды генератора[AC1]. Число Маха набегающего потока $M_{\infty} = 3$. Генератор установлен под углом атаки $\alpha = 10^{\circ}$, число Рейнольдса Re = $1*10^7$ (для характерной длины 1 м). Основное крыло установлено под нулевым углом атаки.



Рис. 1. Слева: схема расчетной области, справа: основные элементы вихревой системы

На рис. 1 показана схема расчетной области (слева) и основные элементы полученной вихревой системы (справа). Расчет выполнен в связанной системе координат (рис. 1 слева). В счетной области задавалась декартова система координат, в которой передняя кромка основного крыла лежит на прямой x = -0.015, O_x направлена вдоль корневой хорды основного крыла, O_z перпендикулярна плоскости симметрии z = 0.

При численных расчетах использовалась неструктурированная сетка, состоящая из 8 456 250 криволинейных гексаэдров.

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. Более подробно математическая модель и численный алгоритм описаны в [9].

Расчеты были проведены на гибридной суперкомпьютерной системе К-60 [11] в ЦКП ИПМ им. М.В. Келдыша РАН с использованием 196 процессоров.

При рассматриваемых числе Маха и углах атаки вихревая система состоит из основных элементов, изображенных на рис. 1 справа. При фиксированном положении генератора рассмотрены 2 варианта расположения основного крыла относительно концевого вихря, показанные на рис. 2.

Вариант 1 характеризуется практически симметричным (в вертикальном направлении) пересечением концевого вихря и основного крыла. Для варианта 2 основное крыло несколько сдвинуто вверх, большая часть концевого вихря расположена под крылом.



Рис. 2. Варианты расположения основного крыла. Вариант 1 слева, вариант 2 справа

Симметричное расположение концевого вихря

В этой части работы представлено описание и проведен анализ результатов численных расчетов варианта, когда основное крыло расположено симметрично относительно положения концевого вихря.

Как отмечалось выше во Введении, образование вторичных вихрей связано с отрывом пограничного слоя на основном крыле под действием концевого вихря генератора. Проведенные расчеты позволяют выявить механизм этого явления.



Рис. 3. Распределение давления P в сечении x=-0.015 перед кромкой основного крыла (слева) и распределение поперечной составляющей скорости W (справа)

На рис. З представлено распределение давления P и поперечной составляющей скорости W в сечении перед передней кромкой. Давление в области концевого вихря здесь приблизительно в 2 раза меньше, чем в окружающем потоке. Над кромкой имеется область отрицательных значений поперечной скорости, т.е. течение здесь направлено в сторону плоскости симметрии (z = 0). Частицы, выходящие из области вихря (области низкого давления), далее испытывают неблагоприятный градиент давления. Это может вызывать отрыв примерно в окрестности точки A на рис. 3. По отношению к центру вихря эта область несколько сдвинута в сторону плоскости симметрии. По аналогичным причинам под крылом можно ожидать отрыв в окрестности точки B на рис. 3. Эта область сдвинута в сторону боковой кромки основного крыла. Приведенные качественные соображения подтверждаются результатами численного моделирования.

На рис. 4 показано распределение давления P и траектории частиц в поперечных сечениях x = -0.0125 (а), x = -0.01 (б), x = 0 (в), x = 0.02 (г). Перед передней кромкой основного крыла центр концевого вихря имеет координаты y = -0.001, z = 0.0454.



Рис. 4. Вариант 1. Распределение давления и траектории частиц в сечениях x = -0.0125 (а), x = -0.01 (б), x = 0 (в), x = 0.02 (г)

В сечении x = -0.0125 (2.5 мм от передней кромки вниз по потоку, рис. 4-а) зоны циркуляционного течения располагаются в областях $z \sim 0.0442$ сверху основного крыла и $z \sim 0.0461$ снизу. В последующих сечениях вниз по потоку в силу перераспределения давления вихревая область сверху смещается в сторону боковой кромки, а снизу – в сторону плоскости симметрии (рис. 4 б-г).

Так происходит эволюция самого концевого вихря. Кроме того, около поверхности крыла образуются новые вихри, что можно видеть на рис. 4-г, а также проиллюстрировано на рис. 5, где показаны основные вихревые структуры с помощью изоповерхностей *х*-составляющей ротора скорости.

7



Рис. 5. Изоповерхности *х*-составляющей ротора скорости. Вид сверху – слева, вид снизу – справа. Вариант 1 – симметричный



Рис. 6. Изоповерхность Лютекс метода идентификации вихревых структур с распределением продольной завихренности на ней. Вариант 1 – симметричный

На рис. 6 значительно более подробно по сравнению с рис. 5 показана структура течения при взаимодействии концевого вихря с несущей поверхностью. Кроме основных вихревых структур различимо большое количество вторичных вихрей противоположного знака вращения, а также виден пограничный слой на поверхности крыла.

Для рассматриваемого варианта 1 концевой вихрь расположен практически симметрично по отношению к передней кромке. Соответственно, вихревая система в целом оказывается близкой к симметричной по отношению к поверхности крыла. Это проявляется, в частности, в практически одинаковом распределении температуры на нижней и на верхней поверхностях крыла – рис. 7.



Рис. 7. Распределение температуры на верхней (слева) и нижней (справа) поверхностях основного крыла

Нагрев поверхности основного крыла происходит за счет торможения в пограничном слое. Для режима $M_{\infty} = 3$ температура торможения составляет $T_0 = 2.8$ (по отношению к статической температуре набегающего потока). Можно отметить, что в областях, расположенных под вихревыми элементами, температура оказывается несколько ниже. Этот факт наглядно проявляется при сравнении рис. 5 и рис. 7.

Вариант со смещением концевого вихря

В этой части работы рассматривается несимметричное положение передней кромки основного крыла и концевого вихря.



Рис. 8. Изоповерхности *х*-составляющей ротора скорости. Вид сверху – слева, вид снизу – справа. Вариант 2 – со смещением вихря

При смещении оси концевого вихря относительно передней кромки основного крыла симметрия между верхней и нижней сторонами концевого вихря нарушается – рис. 8. Под крылом концевой вихрь генератора претерпевает незначительные изменения и генерирует небольшие вторичные вихри. Течение над крылом во многом аналогично варианту 1 – см. рис. 5.



Рис. 9. Вариант 2. Распределение давления P и траектории частиц в сечениях x = -0.01 и x = 0.02

На рис. 9 показано распределение давления P и траектории частиц для варианта 2 в поперечных сечениях x = -0.01 и x = 0.02 (слева и справа соответственно). В сечении x = -0.01 (5 мм от передней кромки основного крыла вниз по потоку) так же, как и для варианта 1, вторичный вихрь над

крылом формируется в области неблагоприятного градиента давления (рис. 9 слева). Под крылом остается концевой вихрь генератора. В сечении x = 0.02 (3.5 см от передней кромки основного крыла вниз по потоку) над крылом вторичные вихри несколько смещены в сторону боковой кромки крыла (рис. 9 справа).

Обсуждение результатов

Как следует из рисунков 5 и 8, при взаимодействии концевого вихря с несущей поверхностью происходит значительная деформация вихревой системы. На рис. 10 представлена зависимость среднего значения продольной составляющей ротора скорости от координаты х, нормированного на модуль набегающего потока. На передней кромке основного скорости крыла (x = -0.015) происходит резкое торможение потока, и величина среднего значения продольной завихренности падает. Далее по мере генерации вторичных вихрей среднее значение продольной завихренности увеличивается. Для варианта 1 рост практически монотонный, и максимальное значение достигается вблизи задней кромки (x = 0.045). В случае варианта 2 генерация вторичных вихрей происходит более сложным образом. На графике 10 видны участки роста и убывания. Это можно увидеть также из сравнения рисунков 5 и 8. На некотором расстоянии от задней кромки основного крыла (например, в сечении x = 0.06) средние значения продольной завихренности для вариантов 1 и 2 становятся практически одинаковыми.



Рис. 10. Зависимость среднего значения *х*-завихренности от продольной координаты

Для варианта 1 близость к симметрии течения относительно поверхности основного крыла проявляется, в частности, в том, что коэффициент вертикальной силы $C_y = -4.5*10^{-4}$ на порядок меньше коэффициента трения $C_{\tau} = 6*10^{-3}$.

Выводы

В работе представлены результаты численного исследования образования вторичных вихрей при сверхзвуковом ($M_{\infty} = 3$) обтекании плоской несущей поверхности. Рассмотрены два варианта расположения основного крыла относительно концевого вихря. Проведен анализ полученных результатов.

В результате проведенных расчетов показано, что при взаимодействии концевого вихря с несущей поверхностью происходит значительная деформация вихревой системы.

На передней кромке несущей поверхности происходит резкое торможение продольной И, следствие, величина среднего значения потока, как завихренности падает. Далее вниз по потоку по мере генерации вторичных вихрей среднее значение продольной завихренности увеличивается. При этом для варианта 1 (симметричное расположение) рост имеет монотонный характер, и максимальное значение достигается вблизи задней кромки несущей поверхности. Для варианта 2 (смещенный вихрь) зависимость среднего значения продольной завихренности от координаты х имеет более сложный характер.

На некотором расстоянии вниз по потоку от задней кромки несущей поверхности средние значения продольной завихренности для вариантов 1 и 2 становятся практически одинаковыми.

Библиографический список

[1] BFU Interim Report BFU17-0024-2X. German Federal Bureau of Aircraft Accident Investigation, 2017.

[2] Breitsamter C. Wake Vortex Characteristics of Transport Aircraft // Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47, p. 89–134.

[3] Гиневский А.С., Желанников А.И. Вихревые следы самолетов. – М.: Физматлит, 2008, -172 с.

[4] Вышинский В.В., Судаков Г.Г. Вихревой след самолета и вопросы безопасности полетов // Труды МФТИ, 2009, 1(3), С. 73–93.

[5] Chen C., Wang Z., Gursul I. Experiments on tip vortices interacting with downstream wings // Experiments in Fluids, 2018, 59(5):82, 24 p.

[6] Barnes C.J., Visbal M.R., Huang P.G. On the effects of vertical offset and core structure in streamwise-oriented vortex–wing interactions // Journal of Fluid Mechanics, 2016, vol. 799, p. 128–158.

[7] Barnes C.J., Visbal M.R., Gordnier R.E. Analysis of streamwise-oriented vortex interactions for two wings in close proximity // Physics of Fluids, 2015, 27, 015103, https://doi.org/10.1063/1.4905479.

[8] Garmann D.J., Visbal M.R. Interactions of a streamwise-oriented vortex with a finite wing // Journal of Fluid Mechanics, 2015, vol. 767, pp. 782-810, doi:10.1017/jfm.2015.51

[9] Борисов В.Е., Константиновская Т.В., Луцкий А.Е. Исследование вихревых структур при сверхзвуковом обтекании тандема крыльев // Мат. моделирование, 34:6 (2022), с. 92–110; Math. Models Comput. Simul., 15:1 (2023), pp. 59–72.

[10] 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.

[11] Вычислительный комплекс К-60. https://www.kiam.ru/MVS/resourses/k60.html