



УДК 532.5.07

А.С. Гузеев¹, С.Ю. Соловьев¹, А.С. Воробьев¹, А.В. Митяков²,
В.Ю. Митяков², С.А. Можайский², С.З. Сапожников²

¹ ЦНИИ им. акад. А.Н. Крылова, Россия,

196158, г. Санкт-Петербург, Московское шоссе, 44, E-mail: guza2@mail.ru

² Санкт-Петербургский государственный политехнический университет, Россия,
195251, г. Санкт-Петербург, Политехническая ул., 29, E-mail: mitvlad@mail.ru

РАСПРОСТРАНЕНИЕ КОНЦЕВОГО ВИХРЯ ЗА ПРОФИЛЕМ

Проведены экспериментальные и расчетные исследования структуры концевой вихря за профилем, расположенным на пластине. Проведена визуализация структуры течения и измерения полей скорости методом PIV в следе за профилем в нескольких сечениях. Получена траектория распространения вихря и распределение скорости в следе.

ВИЗУАЛИЗАЦИЯ ПОТОКА, ПОЛЕ СКОРОСТИ, ВИХРИ

Структура концевой вихря за крылом хорошо исследована методами визуализации потоков в исследовательском центре ONERA, Франция [1, 2], однако существование пульсаций и нестационарности в следе за техническими объектами дают основания для продолжения исследований вихревого следа применительно к новым задачам.

Исследования проводились в вертикальной гидродинамической трубе ЦНИИ им. акад. А.Н. Крылова и в аэродинамической трубе кафедры теоретических основ теплотехники ГОУ «СПб ГПУ». Вертикальная гидродинамическая труба, предназначенная для визуализации потока, имеет прозрачный рабочий участок сечением $0,15 \times 0,15$ м, длиной 0,6 м и диапазон скоростей потока 0...1,5 м/с. Аэродинамическая труба имеет рабочий участок круглого сечения диаметром 0,45 м, длиной 0,8 м и диапазон рабочих скоростей 0,1...60 м/с.

Исследовалось крыло с симметричным профилем NASA-0018, хордой $b = 80$ мм, высотой $h = 75$ мм и плоским торцом. Крыло устанавливалось перпендикулярно плоской стенке.

Визуализация в гидродинамической трубе показала, что концевой вихрь имеет устойчивую траекторию в следе при низких скоростях потока (рис. 1). Увеличение скорости потока приводит к возникновению неустойчивости траектории распространения вихря и ось вихря принимает спиралевидную форму (рис. 2).

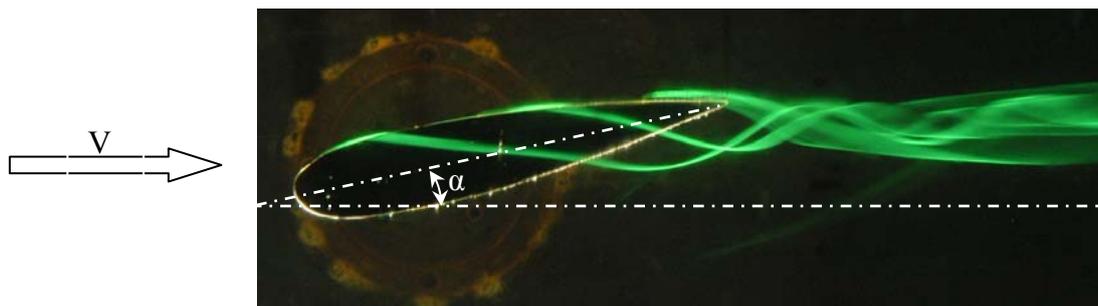


Рис. 1. Образование концевой вихря, $\alpha = -12^\circ$, $Re = 4000$

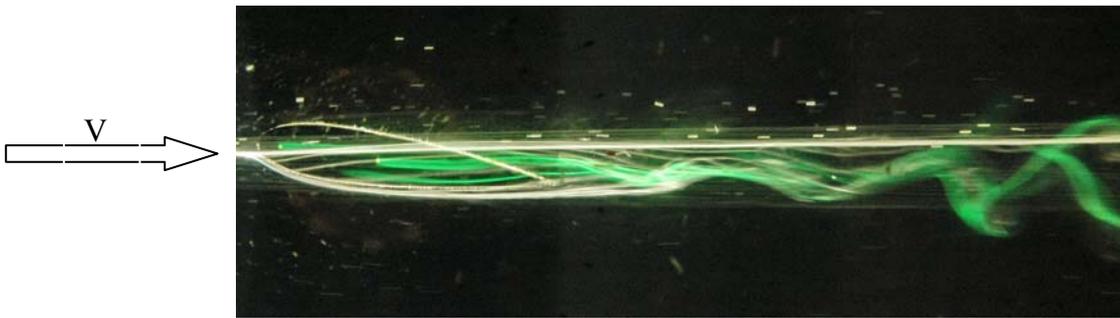


Рис. 2. Возникновение спиралевидной трубки вокруг оси концевого вихря, $\alpha = 10^\circ$, $Re = 10000$

Причиной возникновения спиралевидной траектории продольного вихря является результат взаимодействия поперечного вихревого следа, возникающего за плоскостью крыла, с продольным концевым вихрем. Поперечный вихревой след в виде вихревой дорожки возникает при несимметричном обтекании крыла, вызванном несимметричностью профиля, рис. 3, или наличием угла атаки, при этом, интенсивность вихрей в вихревой дорожке увеличивается при увеличении угла атаки, рис. 4 [3, 4].



Рис. 3. Вихревая дорожка за несимметричным профилем SI-129. $\alpha = 0^\circ$, $Re = 10000$

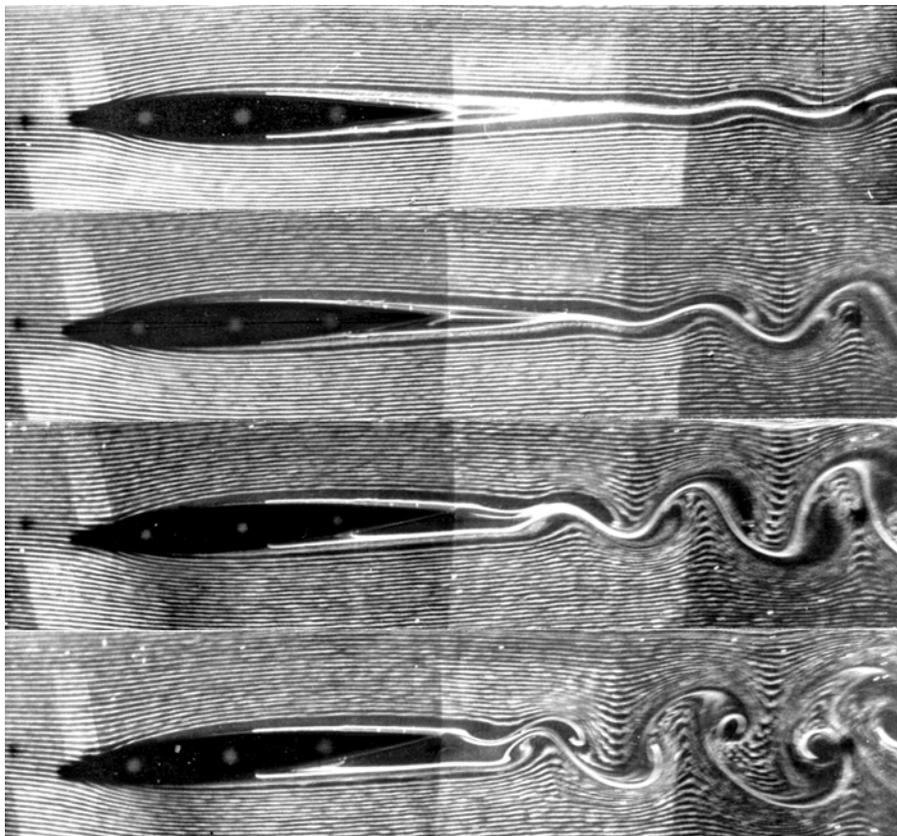


Рис. 4. Возникновение вихревой дорожки за плоскостью крыла с симметричным профилем BG-130 при углах атаки $\alpha = 0, 2, 4, 6^\circ$. $Re = 10000$ [3, 4]

Произведены измерения пространственного распределения полей скорости в следе за крылом с симметричным профилем НАСА-0018, расположенным перпендикулярно стенке под углом атаки $\alpha = 10^\circ$. Измерения производились в аэродинамической трубе методом трассирующих частиц с использованием комплекса аппаратуры «Полис», разработанной в Институте теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН. Использовалась двумерная комплектация. Толщина измерительной плоскости светового ножа составляла 3 мм. Скорость набегающего потока составляла 1...2 м/с. Интервал между вспышками лазерного ножа менялся в диапазоне 500...1000 мкс. Регистрация полей скоростей производилась через зеркало диаметром $D = 60$ мм, установленным в следе за крылом под углом 45° к набегающему потоку. Измерительные плоскости располагались перпендикулярно набегающему потоку на расстояниях 0, 40, 80, 120 и 160 мм от задней кромки крыла. Предварительными измерениями было установлено, что влияние зеркала на расстоянии $1,5 D$ вперед по потоку незначительно и его можно не учитывать. Схема измерений показана на рис. 5.

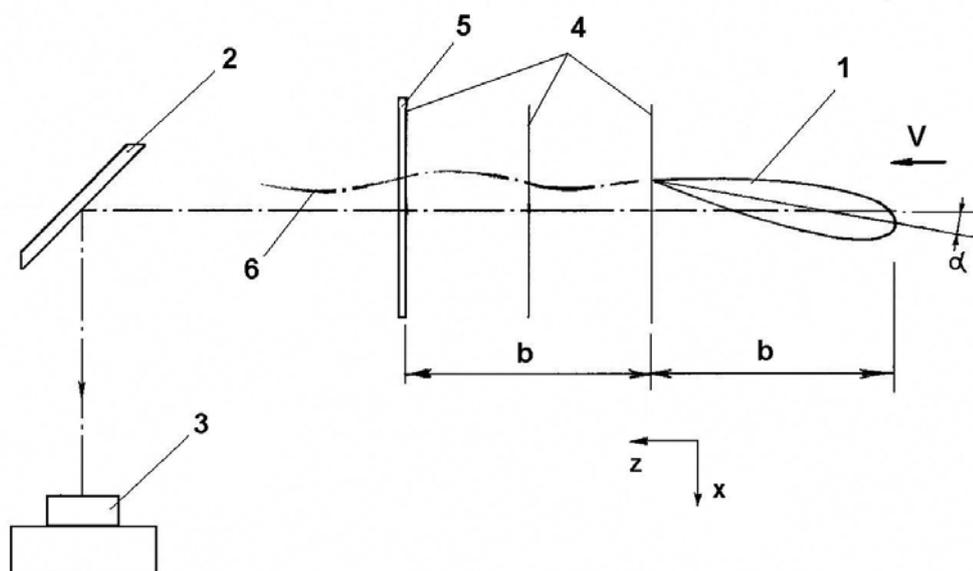


Рис. 5. Схема измерений полей скорости:

1 – крыло, 2 – зеркало, 3 – регистрирующая камера, 4 – измерительные плоскости, 5 – плоскость светового ножа, 6 – мгновенное положение оси концевой вихря

В результате измерений было установлено, что поле скорости в следе за крылом имеет нестационарный характер. Ось вихря изменяет свою траекторию, отклоняясь от среднего своего положения на величину порядка 7...12 мм в плоскости XY. На рис. 6 показаны средние значения полей скорости и поле завихренности в трёх плоскостях. Измерения показали, что по мере удаления от крыла интенсивность вихря уменьшается, траектория вихря опускается вниз и увеличивается равномерность распределения окружной скорости вокруг оси вихря. Спиралевидную траекторию оси вихря можно объяснить нестационарным взаимодействием поперечных вихрей и продольного вихря. Предложенная схема измерений позволяет практически получить полный вектор скорости, при наличии известного вектора продольной скорости V_0 и измеренного вектора радиальной скорости.

Полученные результаты согласуются с исследованиями выполненными ранее по исследованию траектории распространения продольных вихрей вблизи тела вращения [5] и позволяют понять физику нестационарных процессов.

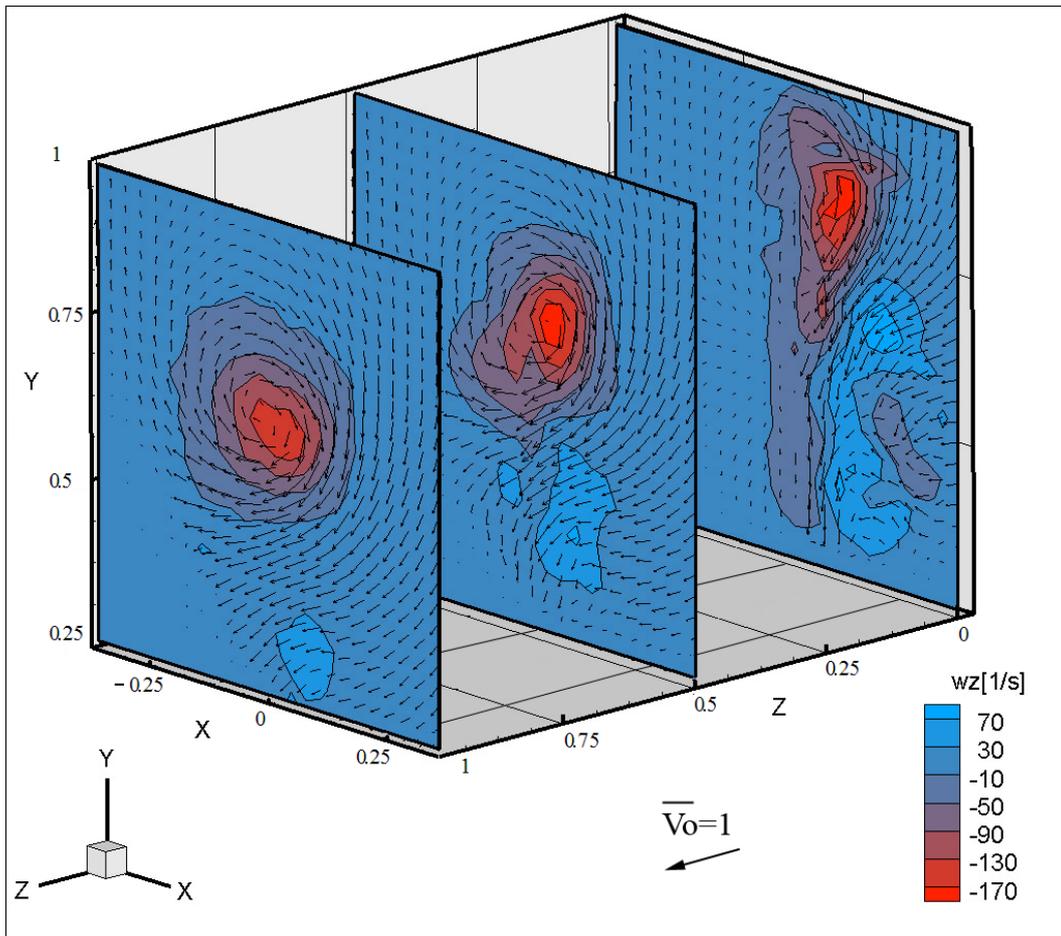


Рис. 6. Результаты измерений полей скорости (радиальной составляющей) в трех сечениях ($Re = 10000$)

Следует также отметить, что для приведенных выше экспериментальных исследований можно выделить ряд факторов, ограничивающих их применимость на практике. Основным из них является то, что эксперимент реализуем на практике в конкретном диапазоне чисел Рейнольдса, т.е. в конкретном диапазоне скоростей набегающего потока. Выявленные в результате экспериментов зависимости могут не реализовываться при существенном изменении рассматриваемого диапазона чисел Рейнольдса. В подобных случаях принято привлекать численное моделирование течений с применением современных программных средств CFD, чтобы расширить применимость результатов эксперимента. Привлечение численных методов, с одной стороны, позволяет в большинстве случаев выполнить моделирование в натурном диапазоне чисел Рейнольдса, а с другой стороны, оценить применимость численных методов для решения конкретных практических задач.

Численное моделирование обтекания крылового профиля с выделением вихревых зон может быть в отдельных случаях реализовано и в стационарной постановке. Так для больших характерных чисел Рейнольдса порядка $Re \sim 10^6$ с использованием высокорейнольдсовой реализуемой $k - \varepsilon$ модели турбулентности в сочетании с неравновесными пристенными функциями получены достоверные картины распространения концевой вихря вплоть до 5 длин хорд крылового профиля [6]. Результаты численных исследований представлены на рис. 7.

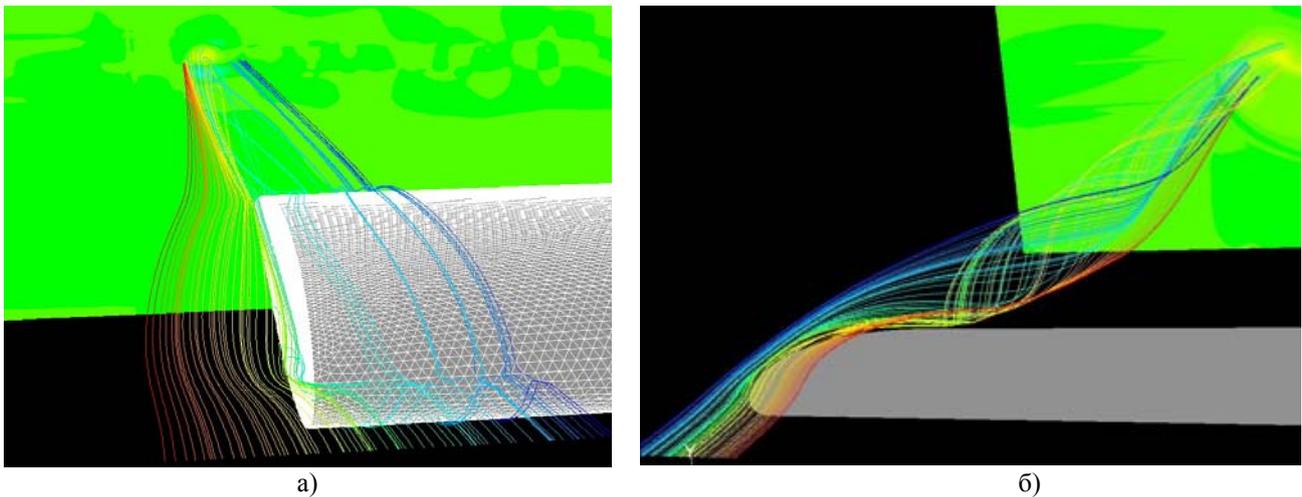


Рис. 7. Структура обтекания крылового профиля, полученная при численном моделировании течения. Угол атаки профиля $\alpha = 0^\circ$ (а), $\alpha = 8^\circ$ (б)

Требование детально описать течение в дальнем следе и обтекание крыла под большими углами атаки приводят к существенно нестационарным постановкам задач для численного моделирования и как указано в [7] может быть выполнено на основании метода моделирования крупных вихрей (LES) с некоторыми модификациями метода. На рис. 8 видно взаимодействие концевых вихрей с поперечным вихревым следом. Нестационарная постановка задачи для численного моделирования позволяет выявить взаимодействие продольных и поперечных вихрей.

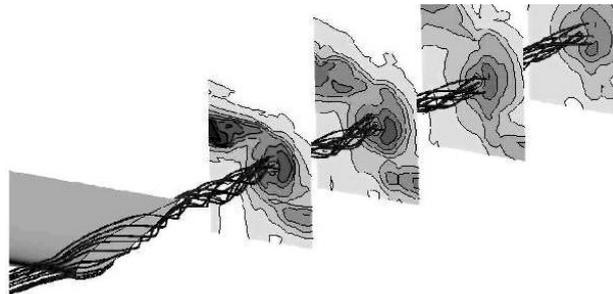


Рис. 8. Траектория концевых вихрей по результатам численного моделирования течения при нестационарной постановке задачи [7]

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Werle H., Gallon M. Laboratoire visualization hydrodynamique // La Recherche Aerospaciale, 1982, №5, p. 289-311.
2. Альбом течений жидкости и газа./ Сост. М. Ван-Дайк . - М.: Мир, 1986.
3. Гузеев А.С., Семионичева Е.Я. Исследование структуры обтекания гидропрофилей с локальными отрывными зонами // Труды 3-й Международной конференции по морским интеллектуальным технологиям "МОРИНТЕХ-99", - СПб, 1999.
4. Гузеев А.С, Гузеев М.А. Исследования структуры вихревого следа за профилями различной формы // Труды 7-й международной НТК "Оптические методы исследования потоков". - М. 2003.
5. Vorobyev A.S., Gouzeyev A.S., Solovyev S.U. Downstream vortices spreading near the axisymmetric body // International conference on the methods of aerophysical research. Novosibirsk, 2010. Abstracts. Edit by acad. Fomin V.M. P. 238-239.
6. Воробьев А.С. Расчет концевых и подпорных вихрей крыла, опирающегося торцом на поверхность // Труды ЦНИИ им. ак. А.Н. Крылова, Выпуск 49 (333), Санкт-Петербург, 2009.

7. Rickard E. Bensow, Mats G. Larson Residual based subgrid modeling with the variational multiscale method // FINITE ELEMENT CENTER, 2007.

A.S. Guzeev ¹, S.U. Soloviev ¹, A.S. Vorobyev ¹, A.V. Mityakov ²,
V.U. Mityakov ², S.A. Mogaiskiy ², S.Z. Sapognikov ²

¹ Krylov Shipbuilding research Institute, Russia,
196158, Saint-Petersburg, Moskovskoe Shosse, 44, E-mail: guza2@mail.ru

² Saint-Petersburg State Polytechnical University, Russia,
195251, Saint-Petersburg, Politehnicheskaya, 29, E-mail: mitvlad@mail.ru

A TIP VORTICES SPREADING DOWNSTREAM THE WING ATTACHED TO THE FLAT SURFACE

This paper introduces experimental and computational fluid dynamics researches of the tip vortex structure spreading downstream the wing. The wing was attached to the flat surface. Flow structure visualization in several cuts downstream the wing were realized by the PIV method. As a result the vortex trajectories and velocity fields were obtained in the far fields of the wing.

FLOW VISUALIZATION, VELOCITY FIELDS, VORTICES