

УДК 532.5.07

А.С. Гузеев, С.Ю. Соловьев

*ФГУП Крыловский Государственный научный центр,  
Россия, 196158, г. Санкт-Петербург, Московское шоссе, 44,  
E-mail: [guzas52@mail.ru](mailto:guzas52@mail.ru), [mrnew@mail.ru](mailto:mrnew@mail.ru)*

## **ИССЛЕДОВАНИЯ КОНЦЕВОГО ВИХРЯ И ВИХРЕВОГО СЛЕДА ЗА КРЫЛОВЫМ ПРОФИЛЕМ**

### **АННОТАЦИЯ**

Представлены результаты исследования структуры вихревого следа за крыловым профилем. Измерения полей скорости производились в аэродинамической трубе методом PIV, визуализация потоков проводилась в аэродинамической и гидродинамической трубах. В результате исследований показано взаимодействие продольных и поперечных вихрей, возможность их разрушения и управления интенсивностью вихреобразования.

### **ВИЗУАЛИЗАЦИЯ ПОТОКА, ПОЛЕ СКОРОСТИ, ВИХРИ.**

Структура концевой вихря и вихревого следа 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.

Исследования проводились в вертикальной гидродинамической трубе ФГУП «Крыловский государственный научный центр» 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 x 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.

Исследовались три модели крыльев. Крыло с симметричным профилем NASA-0018, хордой  $b = 80$  мм, размахом  $l = 75$  мм, с плоским торцом закреплялось на стенке канала трубы. Крыло VG-130 с симметричным профилем и крыло с несимметричным профилем SI-129 располагались между стенками канала гидродинамической трубы. Крылья имели хорду  $b = 100$  мм и размах  $l = 150$  мм [3, 4].

Визуализация в гидродинамической трубе показала, что концевой вихрь крыла с профилем NASA-0018 имеет устойчивую траекторию в следе при низких скоростях потока, рис. 1. Увеличение скорости потока приводит к потере устойчивости на оси вихря (рис. 2) и при достижении критической скорости ось вихря принимает спиралевидную форму, рис. 3.

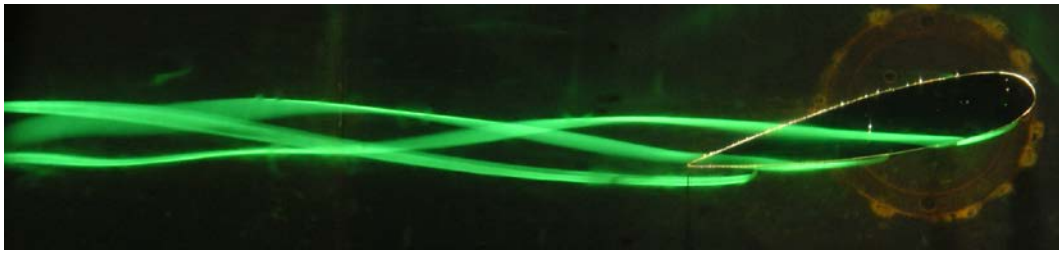


Рис. 1. Устойчивый концевой вихрь,  $\alpha = 12^\circ$ ,  $Re = 2000$

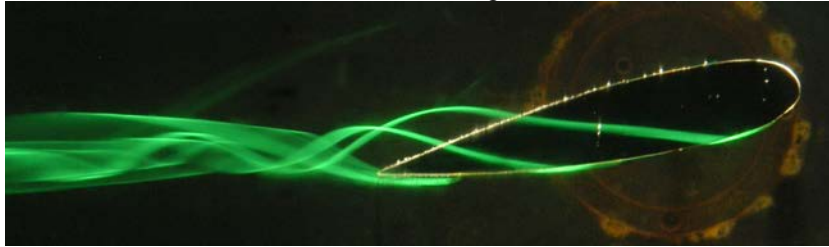


Рис. 2. Потеря устойчивости концевой вихря, начало его распада,  $\alpha = 12^\circ$ ,  $Re = 5000$



Рис. 3. Возникновение спиралевидной трубки вокруг оси концевой вихря, распад концевой 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, а также отсутствие сил, поддерживающих его циркуляцию. Поперечный вихревой след в виде вихревой дорожки возникает при несимметричном обтекании крыла, вызванном несимметричностью профиля (рис. 4) или наличием угла атаки, рис. 5. Интенсивность вихрей в вихревой дорожке увеличивается при увеличении угла атаки, [3, 4].



Рис. 4. Вихревая дорожка за несимметричным профилем SI-129.  $\alpha=0^\circ$ ,  $Re = 10000$

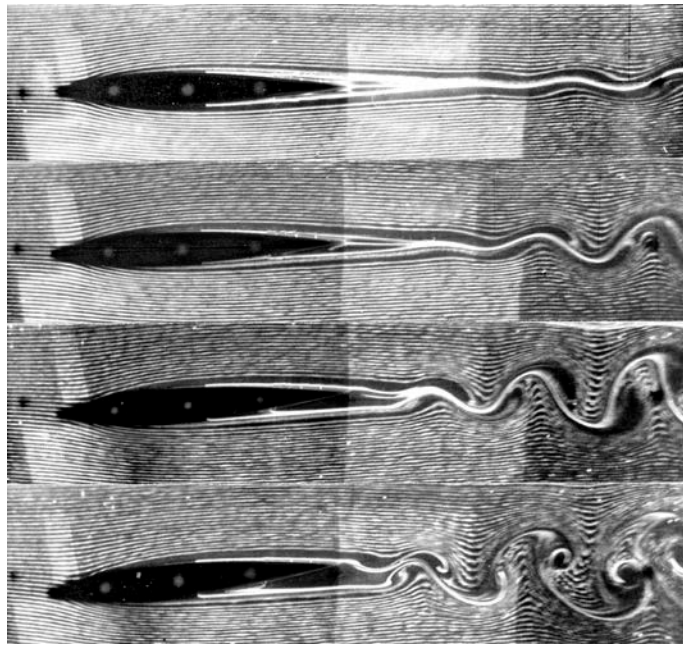


Рис. 5. Возникновение и изменение вихревого следа (потеря устойчивости) за симметричным профилем VG-130, при изменении угла атаки  $\alpha = 0, 2, 4, 6^\circ$ , ( $Re = 10000$ ) [3, 4]

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

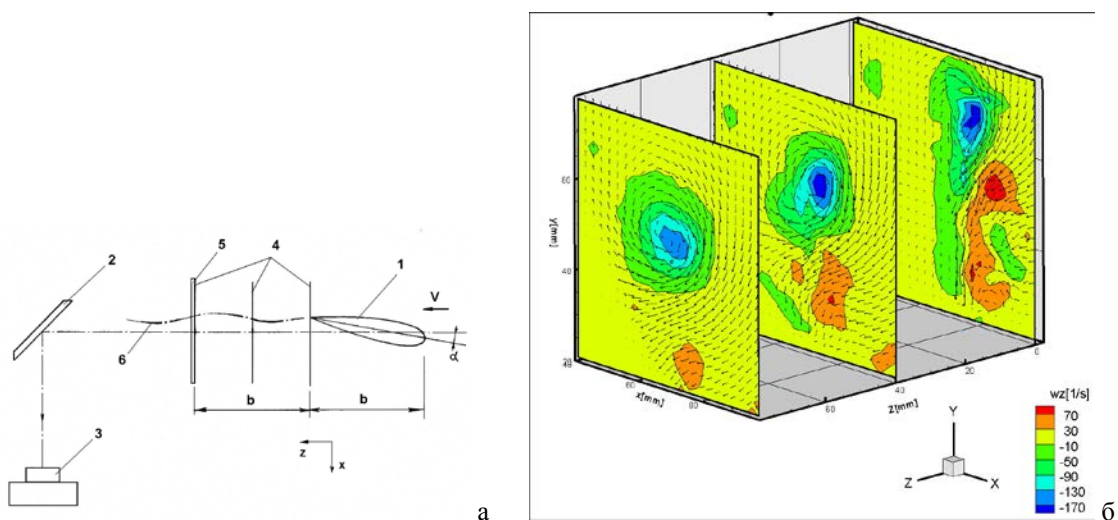


Рис. 6.

а) - схема измерений полей скоростей. 1 – крыло, 2 – зеркало, 3 – регистрирующая камера, 4 – измерительные плоскости, 5 - плоскость светового ножа, 6 – мгновенное положение оси концевой вихря.

б) - картина полей скорости, (радиальной составляющей) и завихренности в трех сечениях ( $Re=10000$ )

В результате измерений было установлено, что поле скорости в следе за крылом имеет нестационарный характер. Ось вихря изменяет свою траекторию, отклоняясь от среднего положения на величину порядка  $0,7 \div 1,2$  см 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. Возникновение спиралевидной траектории оси вихря (рис. 3) можно объяснить началом распада вихря при уменьшении его интенсивности и взаимодействием поперечных вихрей с продольным. 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 изучению траектории распространения продольных вихрей вблизи тела вращения [5], а также позволяют лучше понять физику нестационарных процессов.

На рис. 7 показано сопоставление картин потоков, полученных методом дымовой визуализации и измерением мгновенных значений полей скоростей. Хорошо видна потеря устойчивости поперечных вихрей при увеличении скорости. Аналогичная картина наблюдается и при увеличении угла атаки, рис. 8, при этом наблюдается уменьшение завихренности поперечных вихрей.

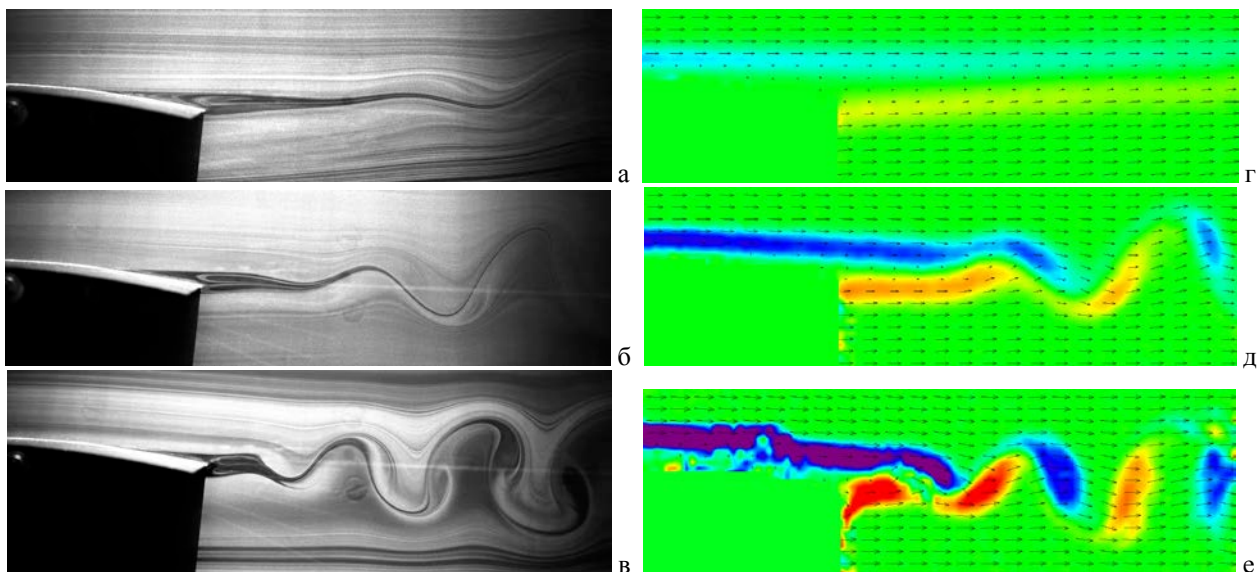
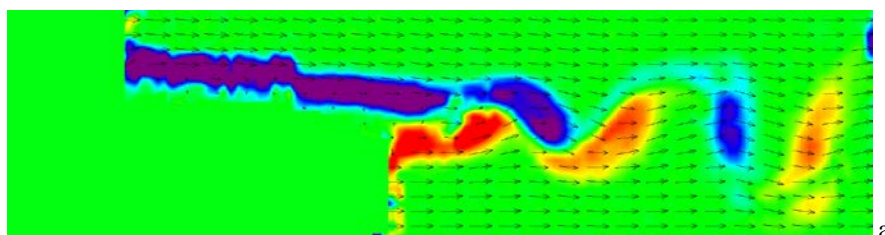


Рис. 7. Потеря устойчивости следа за профилем и возникновение вихревой дорожки при увеличении скорости потока,  $\alpha=0^\circ$ ;  
 а, г)  $V = 0,5$  м/с; б, д)  $V = 1,0$  м/с; в, е)  $V = 1,7$  м/с;  
 а, б, в - дымовая визуализация в импульсном лазерном ноже;  
 г, д, е – измеренные мгновенные поля скоростей и завихренности



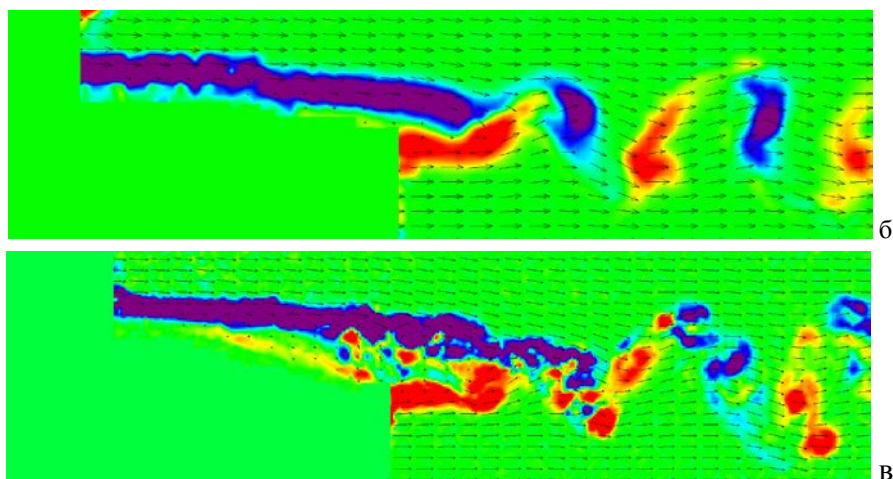


Рис. 8. Потеря устойчивости поперечных вихрей в следе за профилем и их распад при увеличении угла атаки,  $V = 1,7$  м/с;  
а) –  $\alpha=2^\circ$ , б) –  $\alpha=4^\circ$ , в) –  $\alpha=8^\circ$

Наличие поперечного вихревого следа является одной из причин возникновения переменных сил на крыле. Взаимодействие продольных и поперечных вихрей приводит к их взаимному разрушению. В работе [6] показана возможность разрушения поперечного вихревого следа продольными вихрями применительно к плохообтекаемым конструкциям. Продольный вихрь, разрушая поперечные вихри, способствует снижению интенсивности переменных поперечных сил.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Н. Werle, М. Gallon.** Laboratoire visualization hydrodynamique. La Recherche Aerospatiale, 1982, №5, p. 289-311.
2. **Альбом течений** жидкости и газа./ Сост. **М. Ван-Дайк** . - М.: Мир, 1986.
3. **Гузев 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. **Гузев А.С, Гузев М.А.** Исследования структуры вихревого следа за профилями различной формы. Труды 7-й международной НТК "Оптические методы исследования потоков". - М.: июнь 2003.
5. **Гузев А.С., Соловьев С.Ю., Воробьев А.С., Митяков А.В., Митяков В.Ю., Можайский С.А., Сапожников С.З.** Распространение концевго вихря за профилем // Оптические методы исследования потоков: XI Международная научно-техническая конференция: труды конференции. М.: июнь 2011.
6. **Гузев А.С., Короткин А.И., Соловьев С.Ю.** Об одном из методов определения числа Струхала при обтекании контуров с фиксированными точками отрыва потока. Ж. «Морской вестник» № 2(42), 2012 г. Стр. 97-99.