

Степанов Р.П.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ КОНЦЕВЫХ ВИХРЕЙ В БЛИЖНЕМ ПОЛЕ ЗА КРЫЛОМ КОНЕЧНОГО РАЗМАХА

Введение

Способность дать точную оценку концевым вихрям, которые сходят с транспортных или грузовых самолетов, является важным условием при разработке систем, отвечающих за безопасность и эффективность полетов в сильно загруженных аэропортах.

В работе [1] были представлены результаты натуральных экспериментальных исследований характеристик вихря пролетающего самолета при помощи системы LIDAR. Результаты показали, что значение циркуляции падает с увеличением возраста вихря. Несмотря на большой разброс экспериментальных данных, в этой работе было показано, что существует дефицит циркуляции по отношению к тому, что дает теория. Это было также зафиксировано численными расчетами.

Исследования вихрей проведены в ближнем поле крыла, на котором происходит сворачивание вихревых жгутов, и где их интенсивность практически не меняется. В работе рассматриваются несколько углов атаки крыла с привязкой к интегральным характеристикам, а именно к коэффициенту подъемной силы C_{ya} .

Описание экспериментальной установки

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе (АДТ) малых скоростей Т-1К (КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева), которая представляет собой трубу малых скоростей, замкнутого типа и с открытой рабочей частью [2].

В эксперименте использовалось прямоугольное крыло с относительным удлинением $\lambda=7,8$ и длиной хорды $b=187$ мм. Крыло имело постоянный по размаху модифицированный профиль Göttingen 387. Модификация заключалась в том, что нижняя поверхность профиля была плоской по сравнению с исходной геометрией. Скорость набегающего потока составляла $V=28$ м/с, что соответствовало числу Рейнольдса $Re = 350\ 000$. Данный профиль был выбран отчасти из-за того, что он использовался при исследовании новой концепции ветровых установок [3]. Интегральная характеристика данного крыла представлена на рис. 1.

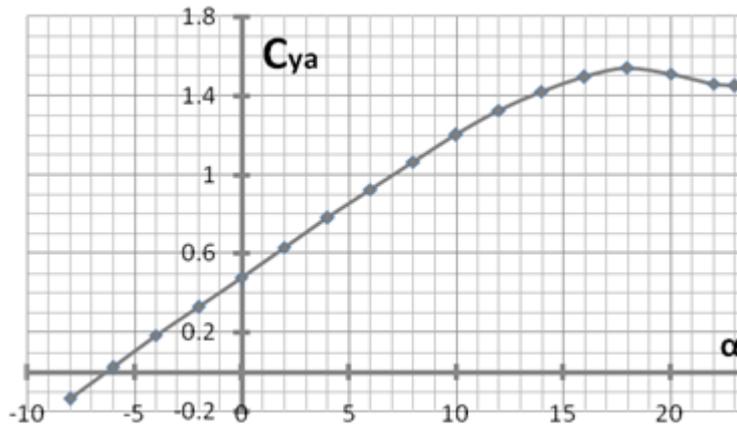


Рис. 1. Зависимость $C_{ya}(\alpha)$ для крыла конечного размаха

(труба Т-1К КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева $V=28$ м/с, $Re=350\,000$, $\lambda=7,8$)

Поля скоростей за крылом измерялись PIV-системой Dantec, которая была оснащена лазером *Nd-YaG laser Litron 425-10* с максимальной выходной мощностью 425 мДж, временной задержкой 6 нс между вспышками и длиной волны 532 нм. Камеры фиксировали передвижение частиц дыма с частотой 8 Гц. Поток засеивался частицами оливкового масла при помощи дымового генератора *10F03*. Оливковое масло было выбрано из-за хороших инерционных характеристик [4].

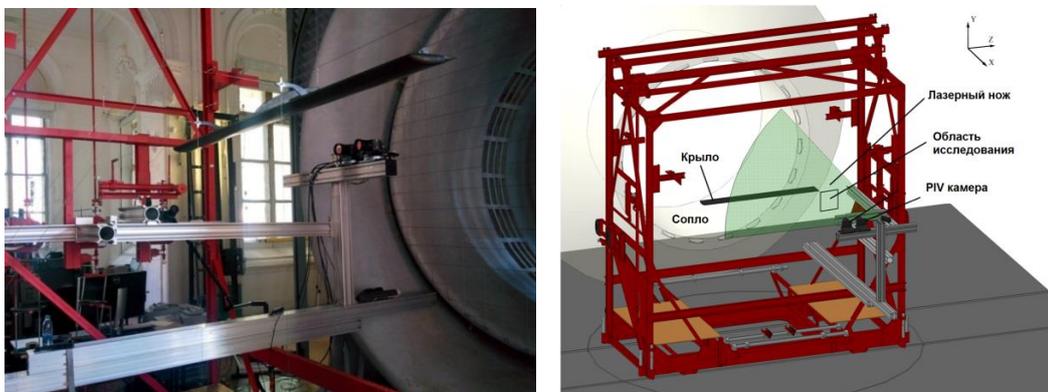


Рис. 2. Экспериментальная установка в АДТ Т-1К

Экспериментальная установка показана на рис. 2. PIV-камера *FlowSenseEO 4M* имела разрешающую способность 2048x2048 пикселей и была расположена за крылом таким образом, чтобы захватить область с концевым вихрем (рис. 2). Расстояние между плоскостью сечения лазерного ножа и камерой не менялось во время экспериментов. Направления осей X , Y и Z показаны на рис. 2. Измерения проводились на разных расстояниях от задней кромки крыла до плоскости сечения лазера ($10 \leq X \leq 790$ мм) при углах атаки $\alpha = 0^\circ, 6^\circ, 12^\circ$ и 18° .

Инициализация вихрей

Ядро вихря определялось по Q -критерию как замкнутые связанные области, где евклидова норма тензора завихренности Ω принимает большее значение, чем тензор деформации S [5]:

$$Q=0,5[|\Omega|^2-|S|^2]>0. \quad (1)$$

Для нахождения радиуса ядра вихря определялась его площадь с последующим определением эквивалентного радиусу ядра вихря $R_C=(F/\pi)^{0,5}$.

Все результаты представлены для осредненных полей скоростей. Для каждого замера осреднение проводилось по 29 кадрам. Среднеквадратическое значение колебания положения вихря относительно среднего положения (vortex wandering) составляло от $0,012b$ до $0,05b$. Поправки на это явление не вводились.

Определение циркуляции

Дана оценка, насколько циркуляция концевых вихрей отличается от циркуляции присоединенного вихря. Циркуляция концевых вихрей определяется по измеренным полям скоростей, а значение циркуляции присоединенного вихря определяется по теореме Жуковского:

$$\Gamma_{0,i} = \frac{Y_{a,i}}{\rho V l_{0,i}} = \frac{C_{Ya,i} V S}{\rho V l_{0,i}}, \quad (2)$$

где S – площадь крыла; l_0 – расстояние между вихрями; значения $i=0^0, 6^0, 12^0, 18^0$ соответствуют углам атаки крыла. В связи с тем, что наибольшее сужение концевых вихрей на максимальном удалении (4,2 хорды) от задней кромки крыла составляет $0,97l$ (l – размах крыла), размах вихрей брался равным размаху крыла $l_{0,i}=l$.

Циркуляция вихрей для разных радиусов R определялась по внешней границе C контура:

$$\Gamma_i = -\oint_C \mathbf{V} \cdot d\mathbf{l}. \quad (3)$$

Значение циркуляции зависит от площади контура, относительно которого она определяется. В связи с этим, для каждого отдельного поля скоростей циркуляция определялась для ряда контуров. Радиус R варьировался от минимально возможного до максимально допустимого радиуса контура, обусловленного областью обхвата PIV-камеры. Для каждого контура R проводилась интерполяция данных по исходным полям скоростей, после чего циркуляция определялась как линейный интеграл по соотношению (3).

Анализ полученных результатов

На рис. 3 показана зависимость изменения циркуляции $\Gamma/\Gamma_{0,i}$ от радиуса контура, где радиус контура R нормирован к радиусу ядра вихря R_C . Результаты показаны для разного удаления вихрей от задней кромки крыла. Следует отметить, что значение $R/R_C = 1$ соответствует радиусу ядра вихря.

Радиус контура R_{max} соответствует максимальному значению циркуляции $\Gamma_{max} = \Gamma/\Gamma_{0,i}$. Из рис. 3 видно, что R_{max} для разного удаления от задней кромки крыла X минимален для $\alpha = 18^\circ$. По мере уменьшения угла атаки появляется значительный разрыв между кривыми в зависимости от удаления вихря от задней кромки крыла. Притом, чем меньше расстояние от задней кромки X , тем больше значение R_{max} .

Это указывает на то, что, несмотря на наличие сформированного ядра вихря, который четко фиксируется Q -критерием, сам вихрь все еще продолжает формироваться с точки зрения роста циркуляции Γ по мере увеличения радиуса контура $R > R_C$. Вихрь считался сформировавшимся при радиусе контура R_{max} , для которого циркуляция достигает максимального значения.

На рис. 4 представлена зависимость изменения циркуляции $\Gamma/\Gamma_{0,i}$ от радиуса контура R , нормированного по отношению к длине хорды крыла b . Из рис. 4 можно увидеть, что для каждого отдельного угла атаки изменение циркуляции $\Gamma/\Gamma_{0,i}$ от радиуса контура R/b не зависит от расстояния сечения до задней кромки крыла X .

При наибольшем угле атаки $\alpha = 18^\circ$ значение R_{max} принимает наименьшее значение, и R_{max} растет по мере уменьшения угла атаки. Это указывает на то, что скорость сворачивания вихревого жгута зависит от интенсивности вихря, а, следовательно, от угла атаки. Чем больше угол атаки, тем меньше значение R_{max} . Из рис. 3, 4 видно, что при больших углах атаки максимальное значение циркуляции достигается раньше, чем для малых углов атаки.

Следует отметить два участка, которые свойственны зависимостям на рис. 3, 4. Первый участок соответствует линейному распределению скоростей в ядре вихря, второй участок соответствует спаду касательных скоростей за пределами ядра вихря.

Заключение

Представлены результаты экспериментальных исследований концевых вихрей за крылом конечного размаха. Измерения проводились для разного удаления от задней кромки крыла (от 0,5 до 4,2 расстояний хорды крыла) и для углов атаки $\alpha = 6^\circ, 12^\circ$ и 18° .

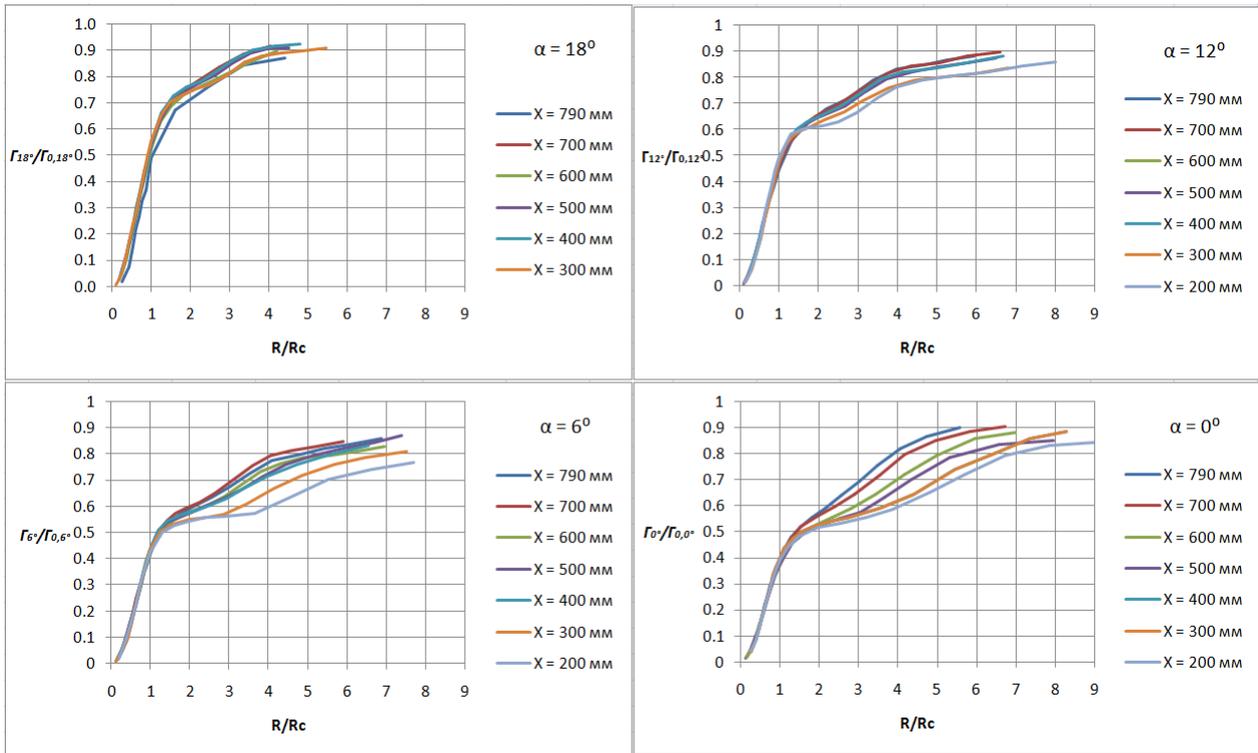


Рис. 3. Зависимость безразмерной циркуляции $\Gamma_i/\Gamma_{0,i}$ от радиуса вихря, приведенного к радиусу ядра вихря R/R_c

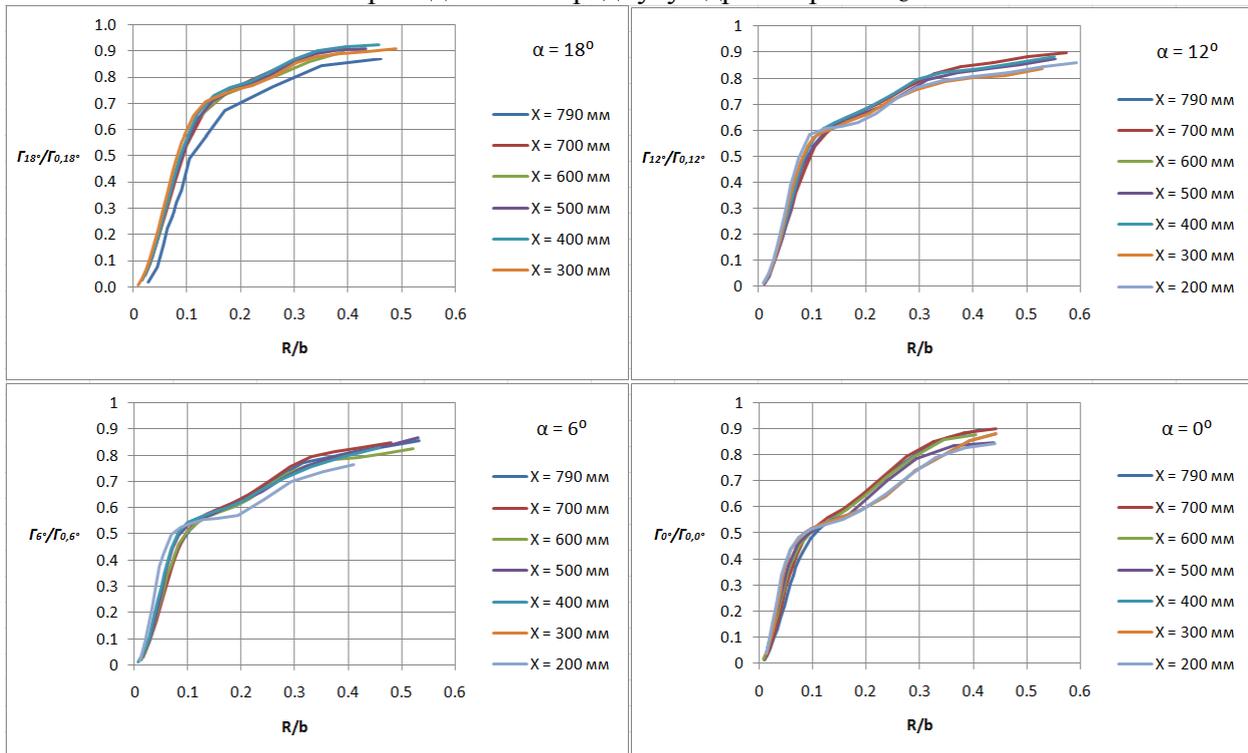


Рис. 4. Зависимость безразмерной циркуляции $\Gamma_i/\Gamma_{0,i}$ от радиуса вихря R , приведенного к хорде крыла b

Были получены следующие результаты:

1. Циркуляция концевых вихрей Γ_i стремится к значению $0,9\Gamma_i$ и не зависит от угла атаки и удаления вихря от задней кромки. Эти данные согласуются с работой [1],

где максимальная циркуляция концевых вихрей, определенная при помощи системы LIDAR от пролетающего самолета, составляла примерно от $0,75\Gamma_i$ до $0,85\Gamma_i$ в зависимости от возраста вихря.

2. Введено понятие радиуса R_{max} , при котором достигается максимальная циркуляция. Показано, что для максимальных углов атаки R_{max} принимает наименьшие значения и R_{max} увеличивается по мере уменьшения угла атаки. Это свидетельствует о том, что скорость стягивания вихревого жгута зависит от интенсивности вихря или от угла атаки крыла.

3. Показано, что непосредственно за задней кромкой крыла ядро вихря сформировано и чётко фиксируется Q -критерием, но сам вихрь продолжает формироваться с точки зрения роста циркуляции и его радиус превышает радиус ядра вихря ($R > R_C$). Вихрь считался сформированным при наименьшем радиусе R_{max} , при котором циркуляция принимает максимальное значение.

Данная работа осуществлялась в рамках гранта «Численное и физическое моделирование аэродинамических и аэроакустических характеристик винтокрылых несущих систем перспективных летательных аппаратов» (№9.1577.2017/4.6) при поддержке министерства образования и науки Российской Федерации.

Библиографический список

1. S. Shen, F. Ding, J. Han, Y.-L. Lin, S. P. Arya, F. H. Proctor, Numerical modeling studies of wake vortices: Real case simulations. 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. January 11-14, 1999. Reno, NV (AIAA 99-0755).

2. Жерехов, В.В., Пахов, В.В., «Автоматизированный измерительный комплекс аэродинамической трубы Т-1К для определения интегральных аэродинамических коэффициентов». XI Международная Четаевская конференция. Том 1. С.161-168 (2012).

3. M. Valiev, R. Stepanov, V. Salakhov, V. Zherekhov, G.N. Barakos, «Analytical and experimental study of integral and aerodynamic characteristics of low-speed wind turbines». Aeronautical Journal. Vol.118, pp. 1229-1244, 2014.

4. M. Raffel, C.E. Willert, S.T. Wereley, J. Kompenhans, Particle Image Velocimetry: A Practical Guide. Third edition, 2018. 668 p. ISBN 3319688510

5. G. Haller, An objective definition of a vortex. J. Fluid Mech., vol. 525, pp. 1-26, 2005.