

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА НА РЕЖИМЕ «ВИХРЕВОЕ КОЛЬЦО» НА БАЗЕ НЕЛИНЕЙНОЙ ЛОПАСТНОЙ ВИХРЕВОЙ ТЕОРИИ

Юрий Михайлович ИГНАТКИН родился в 1941 г. в городе Москве. Заведующий кафедрой МАИ. Доцент, кандидат технических наук. Основные научные интересы — в области теоретической и экспериментальной аэродинамики вертолетов. Автор более 100 научных работ. E-mail: k102@mai.ru

Yuri M. IGNATKIN, Ph.D, was born in 1941 in Moscow. He is the Head of Department at the MAI. His scientific interests are in theoretical and experimental helicopter aerodynamics. He has published over 100 technical papers. E-mail: k102@mai.ru

Павел Вячеславович МАКЕЕВ родился в 1984 г. в городе Москве. Аспирант МАИ. Основные научные интересы — в области аэродинамики несущего винта вертолета. Автор 10 научных работ. E-mail: vaultcity13@gmail.com

Pavel V. MAKEEV was born in 1984 in Moscow. He is a Postgraduate Student at the MAI. His scientific interests are in helicopter rotor aerodynamics. He has published 10 technical papers. E-mail: vaultcity13@gmail.com

Александр Иванович ШОМОВ родился в 1983 г. в городе Москве. Соискатель МАИ. Основные научные интересы — в области аэродинамики вертолетов. Автор девяти научных работ. E-mail: shomov_aleksandr@mail.ru

Alexander I. SHOMOV was born in 1983 in Moscow. He is a Postgraduate Student at the MAI. His scientific interests are in helicopter aerodynamics. He has published 9 technical papers. E-mail: shomov_aleksandr@mail.ru

Статья посвящена исследованию режима «вихревое кольцо» несущего винта вертолета путем численного расчета на основе нелинейной лопастной вихревой теории. Приведены примеры построения вихревого следа, линий тока, полей скоростей. Дано сравнение расчетных аэродинамических характеристик с экспериментальными.

Article is devoted to researches of vortex ring state of helicopter rotor by nonlinear blade vortex model. Examples of vortex wake, flow lines, velocity fields and aerodynamic characteristics are presented.

Ключевые слова: несущий винт, вихревая модель, режим «вихревое кольцо», аэродинамические характеристики, вихревой след, поле скоростей.

Key words: helicopter rotor, vortex model, vortex ring state, aerodynamic characteristics, vortex wake, velocity field.

Введение

Режим вихревого кольца является одним из наиболее сложных режимов обтекания несущего винта, когда структура вихревого следа является существенно нелинейной. До настоящего времени не было расчетных моделей, адекватно отражающих структуру обтекания винта и позволяющих рассчитать аэродинамические характеристики винта на этом режиме. Поэтому в практических расчетах используются зависимости изменения осредненных по диску винта относительных индуктивных скоростей $\tilde{v} = v/v_B$ от относительной скорости снижения $\tilde{V} = V_y/v_B$ при фиксированном значении углов атаки винта $\alpha_H = \text{const}$, полученные в резуль-

тате обработки экспериментальных данных модельных и летных испытаний [1,2,7,8]. Здесь v_B — индуктивная скорость в плоскости диска винта, вычисленная по теории идеального винта [1]:

$$v_B = 0,5 \cdot \omega R \cdot \sqrt{C_T},$$

где C_T — коэффициент силы тяги винта [1]; ωR — окружная скорость вращения концов лопастей винта.

Значения индуктивных скоростей v в этих зависимостях получают из величины индуктивной мощности, определяемой расчетным путем с учетом вычисляемой приближенно профильной мощности [1, 2], что вносит определенные погрешнос-

ти в результаты. Поэтому зависимости $\tilde{v} = f(\tilde{V})$, получаемые таким образом, имеют существенный разброс [2] (см. рис. 13).

Использование линейных приближенных моделей для расчета режима вихревого кольца [3, 5, 6] не позволяет в полной мере отразить сложный характер обтекания несущего винта.

В работах, выполненных на основе нелинейной нестационарной вихревой теории винта [9], произведен расчет поля скоростей на этом режиме и по одному из характерных признаков вихревого кольца — пульсации силы тяги винта — определена граница возникновения этого режима, но не вычисляется величина мощности, затрачиваемой на вращение винта.

В предлагаемой работе на основе нелинейной лопастной вихревой теории винта производится расчет аэродинамических характеристик винта (сил и моментов) на режимах вихревого кольца. Отличительной особенностью используемой модели является представление присоединенных вихрей, а также свободного вихревого следа, моделируемого системой дискретных продольных и поперечных вихрей [10, 11]. Вихревой след располагается по линиям тока. Начальная величина условного радиуса диффундирующих вихрей, а также изменение степени диффузии во времени определяются на основании метода, изложенного в работе [10], с учетом экспериментальных данных.

Исследование структуры вихревого следа и аэродинамических характеристик винтов на режиме «вихревое кольцо»

На основе предложенной нелинейной лопастной вихревой модели винта были проведены исследования аэродинамических характеристик несущего винта вертолета на режимах снижения. Наибольшее внимание среди рассмотренных режимов было уделено режиму «вихревое кольцо».

Режим «вихревое кольцо», как известно [1, 2, 7, 8], проявляется при вертикальном снижении с относительно небольшими скоростями, поэтому при-

близительный диапазон скоростей, соответствующих возникновению этого режима, наблюдаемого в экспериментах, известен и составляет $\tilde{V}_y \approx -0,4 \div -1,5$.

Представленные в настоящей работе расчеты проведены для двухлопастного несущего винта с заполнением $\sigma = 0,05$, круткой $\Delta\varphi_\Sigma = -8^\circ$, окружной скоростью вращения $\omega R = 200$ м/с для прямоугольной в плане лопасти с начальным радиусом $\bar{r}_0 = 0,2$ и с профилем NACA 230-12 по всей длине. Лопасть моделировалась 14 элементами по радиусу. Расчетный шаг по азимуту составлял 12 градусов. Коэффициент тяги в приведенных результатах выдерживался близким на всех режимах путем изменения угла установки лопастей и составлял приблизительно $C_T \approx 0,0105$. Представленные результаты получены без учета махового движения лопастей.

Ниже рассмотрены результаты расчетов структуры нелинейного вихревого следа, структуры потока, обтекающего винт (поля скоростей, линии тока), а также аэродинамических характеристик в диапазоне скоростей $\tilde{V} \approx 0 \div -3$.

На рис. 1—4 представлены результаты расчета формы вихревого следа для режима вертикального снижения вертолета ($\alpha = 90^\circ$), а также для режима снижения с поступательной скоростью ($\alpha = 70^\circ$) при относительных скоростях $\bar{V}_y = 0,02$ и $\bar{V}_y = 0,06$ при виде сбоку ($\bar{V}_y = V / \omega R$).

Как следует из представленных рисунков, вихревой след имеет ярко выраженную структуру вихревого кольца, когда свободные вихри, отходящие от лопастей, доходят до границы раздела, образуемой за счет набегающего потока, и затем снова возвращаются к диску винта, совершая циркуляционное движение. При малых скоростях снижения ($\bar{V}_y = 0,02$) вихревое кольцо располагается под винтом, при большей скорости снижения ($\bar{V}_y = 0,06$) вихревое кольцо располагается над винтом, а граница раздела практически совпадает с плоскостью диска винта (см. рис. 2). Данная картина обтекания близка к режиму идеальной авторотации [1], когда винт обтекается как круглая плоская пластина.

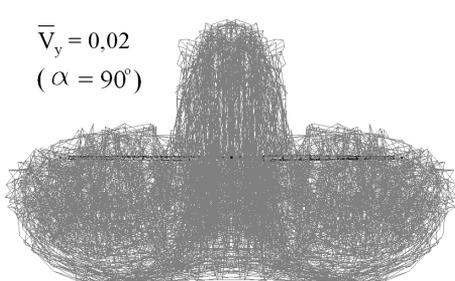


Рис. 1. Вихревой след ($\alpha = 90^\circ$) при $\bar{V}_y = 0,02$

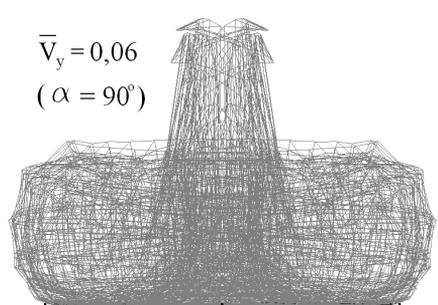


Рис. 2. Вихревой след ($\alpha = 90^\circ$) при $\bar{V}_y = 0,06$

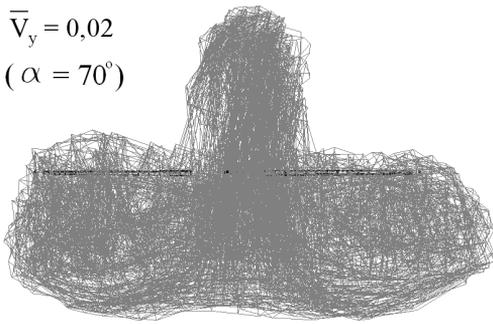


Рис. 3. Вихревой след ($\alpha = 70^\circ$) при $\bar{V}_y = 0,02$

С появлением поступательной скорости ($\alpha = 70^\circ$) (рис. 3 и 4) структура вихревого следа становится несимметричной и вихревой след деформируется.

На рис. 5—8 изображены мгновенные векторные поля скоростей, рассчитанные для массива точек, расположенных в продольной плоскости, рассекающей диск винта и проходящей через его ось и лопасти, для режимов, представленных на рис. 1—4. Векторное поле скоростей дает более четкую картину обтекания винта, с хорошо видимыми мощными вихревыми структурами, расположенными вблизи концов лопастей. Хорошо заметны нижняя и верхняя границы раздела сред, в которых вертикальная составляющая вектора скорости близка к нулю, что является одним из основных признаков наличия режима вихревого кольца. На рис. 6 ($\alpha = 90^\circ$; $\bar{V}_y = 0,06$) и рис. 8 ($\alpha = 70^\circ$; $\bar{V}_y = 0,06$) хорошо заметно, что зона непротекания находится рядом с плоскостью вращения винта, благодаря чему обтекание винта близко к обтеканию плоской пластины.

На рис. 9—12 изображены линии тока для векторных полей, изображенных на рис. 5—8. Несмотря на условное допущение о стационарности поля скоростей, которое используется в данном случае

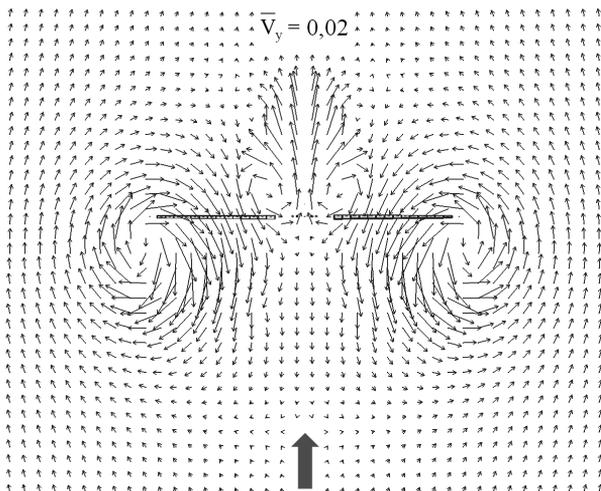


Рис. 5. Поле скоростей ($\alpha = 90^\circ$) при $\bar{V}_y = 0,02$

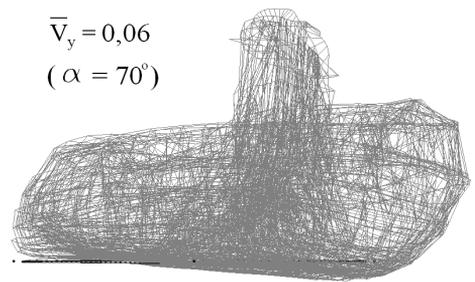


Рис. 4. Вихревой след ($\alpha = 70^\circ$) при $\bar{V}_y = 0,06$

при построении линий тока, они позволяют наглядно представить структуру потока, обтекающего винт. Хорошо видна граница раздела, отделяющая воздушное тело, формирующееся вокруг винта, от внешнего потока. Так же четко видно циркуляционное течение внутри воздушного тела.

Из рис. 13 следует, что результаты расчетов зависимости относительных индуктивных скоростей \tilde{v} от относительной скорости снижения \tilde{V}_y , выполненных по предлагаемой модели, удовлетворительно согласуются с данными, полученными в результате обработки экспериментов [2, 7, 8]. В приведенных результатах расчетов величина средней по диску индуктивной скорости определялась путем отношения индуктивной мощности к силе тяги винта.

В расчетах наблюдается несколько большее увеличение индуктивной скорости, чем в указанных работах, а максимум индуктивной скорости достигается при несколько меньшей величине относительной скорости снижения ($\tilde{V}_y \approx -0,8$). Как следует из рис. 14, при снижении с горизонтальной скоростью ($\alpha = 70^\circ$) в данных расчетах величина индуктивной скорости уменьшается по сравнению с режимом вертикального снижения ($\alpha = 90^\circ$).

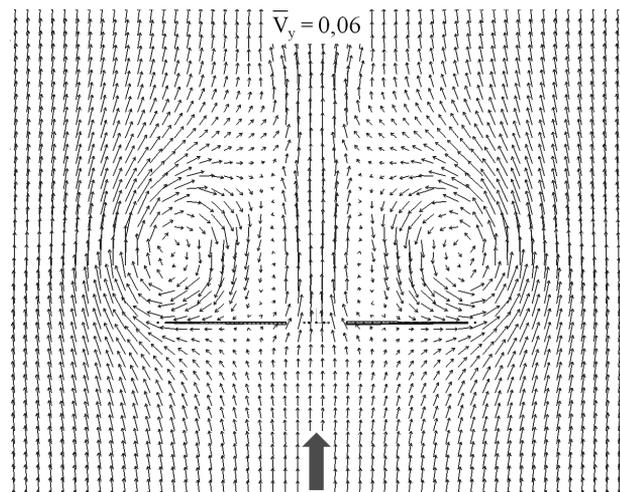


Рис. 6. Поле скоростей ($\alpha = 90^\circ$) при $\bar{V}_y = 0,06$

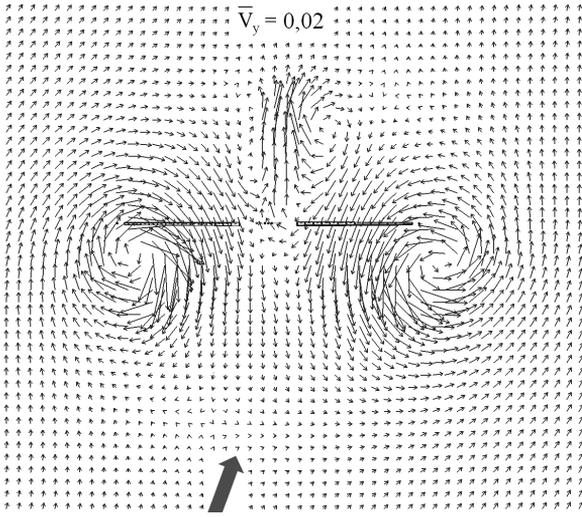


Рис. 7. Поле скоростей ($\alpha = 70^\circ$) при $\bar{V}_y = 0,02$

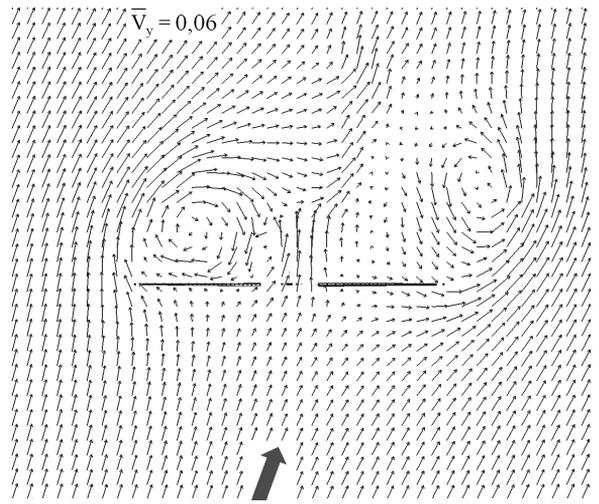


Рис. 8. Поле скоростей ($\alpha = 70^\circ$) при $\bar{V}_y = 0,06$

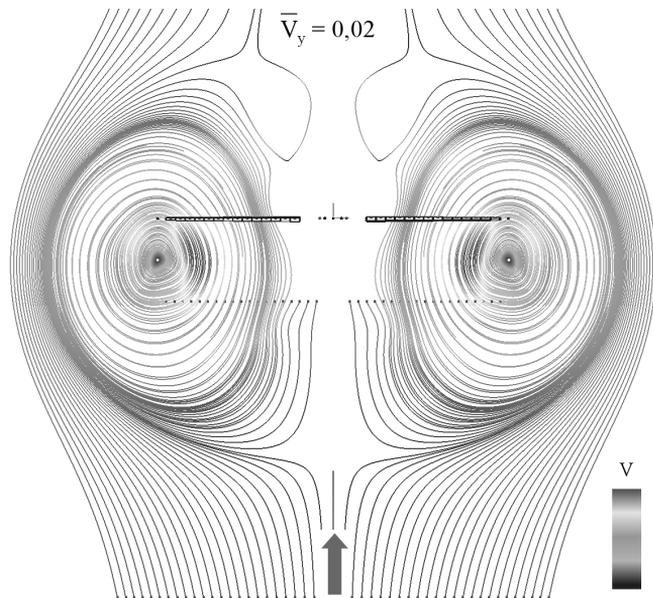


Рис. 9. Линии тока ($\alpha = 90^\circ$) при $\bar{V}_y = 0,02$

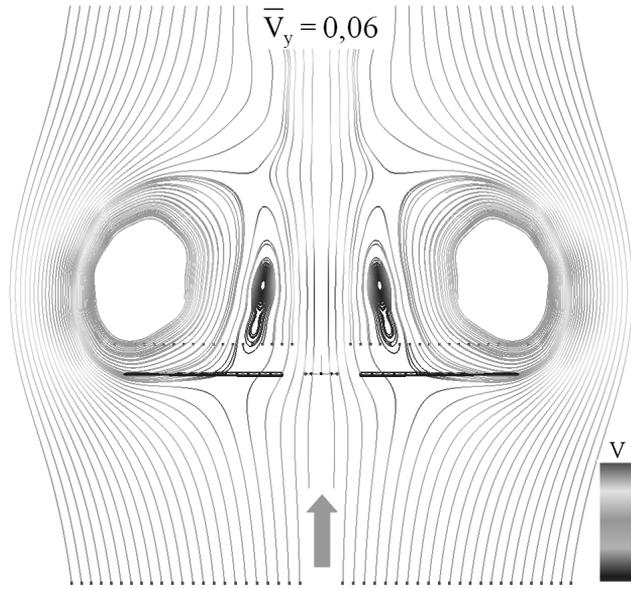


Рис. 10. Линии тока ($\alpha = 90^\circ$) при $\bar{V}_y = 0,06$

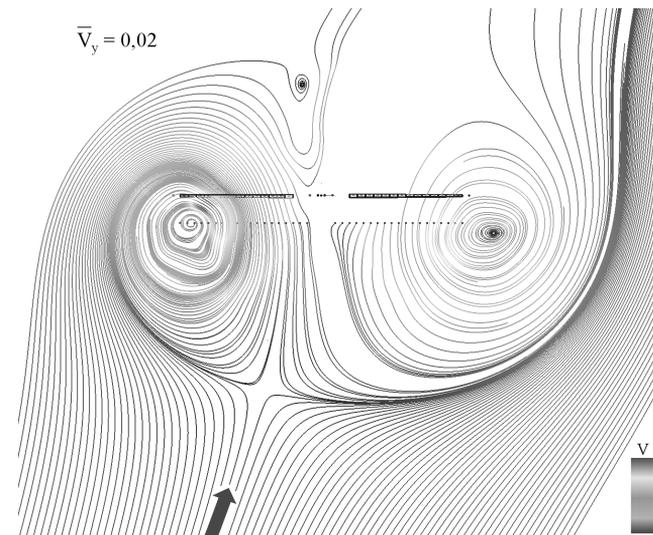


Рис. 11. Линии тока ($\alpha = 70^\circ$) при $\bar{V}_y = 0,02$

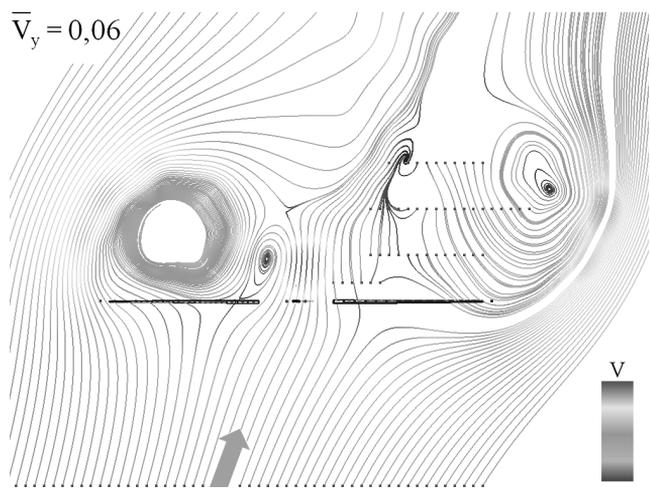


Рис. 12. Линии тока ($\alpha = 70^\circ$) при $\bar{V}_y = 0,06$

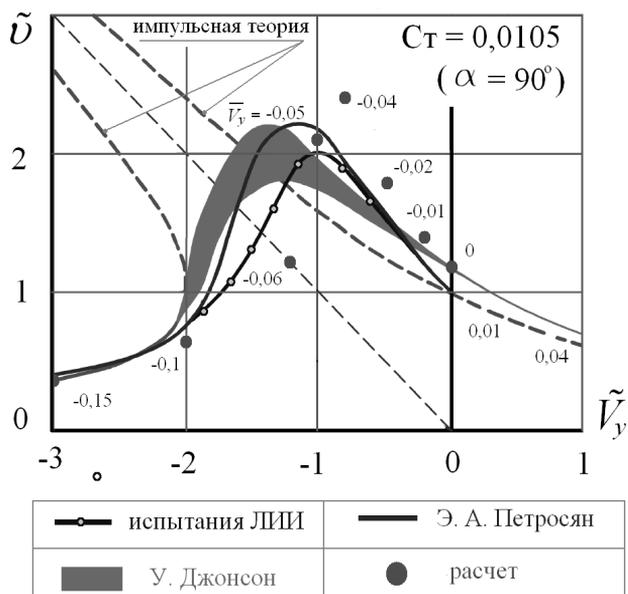


Рис. 13. Сравнение расчетных и экспериментальных кривых ($\alpha = 90^\circ$)

Следует отметить, что результаты расчетов режима вихревого кольца очень чувствительны к величине исходных данных о степени начальной диффузии вихрей, сходящихся с лопастей винта, а также к степени изменения диффузии вихрей во времени, зависящей от степени турбуликации потока.

Выводы

На основе лопастной вихревой модели разработан метод расчета аэродинамических характеристик несущего винта на режиме вихревого кольца. Данный метод впервые в отечественной практике позволяет рассчитать структуру вихревого следа, распределенные и суммарные аэродинамические характеристики. Результаты расчетов удовлетворительно согласуются с результатами экспериментов, полученных на моделях винтов и в летных испытаниях.

Для уточнения расчетной модели необходимы дополнительные исследования режимов вихревого кольца как на основе экспериментов, так и на базе расчетных моделей более высокого уровня. Кроме того, необходимо проведение расчетов на базе предлагаемой модели для реальных винтов с учетом махового движения лопастей.

Библиографический список

1. Юрьев Б.Н. Аэродинамический расчет вертолетов. — М.: Оборонгиз, 1956.
2. Джонсон У. Теория вертолета. — В 2 книгах. — М.: Мир, 1983.
3. Вождаев Е.С. Теория несущего винта на режимах вихревого кольца // Труды ЦАГИ. 1970. Вып. 1184.

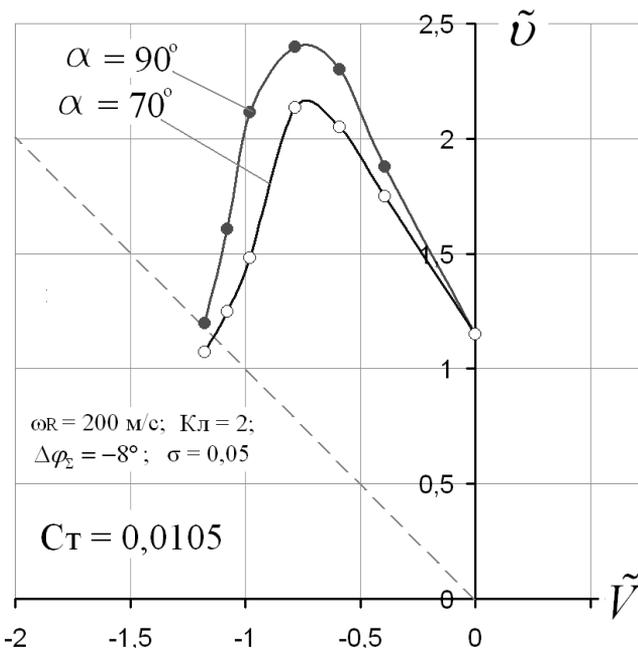


Рис. 14. Кривые относительных скоростей для $\alpha = 70^\circ$ и $\alpha = 90^\circ$

4. Вождаев Е.С. Аэродинамика вертолетов // Машиностроение. Энциклопедия. Т. 4-41. Самолеты и вертолеты. Кн. 1. Аэродинамика, динамика и прочность. М., 2002.

5. Шайдаков В.И. Теоретические исследования работы несущего винта вертолета на режимах вертикального снижения // ИВУЗ. Авиационная техника. 1960. №1.

6. Шайдаков В.И. Метод расчета аэродинамических характеристик несущих винтов на режимах снижения // Труды 4-х научных чтений, посвященных памяти академика Б.Н. Юрьева. (Москва, 23—24 апреля 1992 г.). М.: Изд-во МАИ, 1994.

7. Акимов А.И. Аэродинамика и летные характеристики вертолетов. — М.: Машиностроение, 1988.

8. Петросян А.Э. Аэродинамика соосного вертолета. — М.: Полигон-Пресс, 2004.

9. Ништ М.И., Крицкий Б.С. Исследования по аэродинамике винтокрылых летательных аппаратов в военном авиационном техническом университете // Труды 4-го форума Российского вертолетного общества. М.: Изд-во МАИ, 2008.

10. Игнаткин Ю.М., Гревцов Б.С., Макеев П.В., Шомов А.И. Метод расчета аэродинамических характеристик несущих винтов вертолета на режимах осевого и косоугольного обтекания на основе нелинейной лопастной вихревой модели // Труды 8-го форума Российского вертолетного общества. М.: Изд-во МАИ, 2008.

11. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Гревцов Б.С., Шомов А.И. Нелинейная лопастная вихревая теория винта и ее приложения для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолета // Вестник МАИ. 2009. Т.16. №5.

Московский авиационный институт
Статья поступила в редакцию 18.11.2009