

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Научная статья
УДК 629.735
DOI: 10.34759/vst-2023-2-7-16

ВЛИЯНИЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НЕСУЩЕГО ВИНТА НА РЕЖИМАХ «ВИХРЕВОГО КОЛЬЦА»

Павел Вячеславович Макеев¹✉, Юрий Михайлович Игнаткин²

^{1,2} Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия

¹ makeevpv@mai.ru ✉

² ignatkinym@mai.ru

Аннотация. Исследовано влияние различных вариантов геометрической компоновки несущего винта (НВ) на его аэродинамические характеристики на режимах вертикального снижения в области режимов «вихревого кольца». Рассмотрены 2-, 4- и 6-лопастные одиночные НВ, а также 6-лопастный (3 + 3) соосный НВ, имеющие одинаковое заполнение, диаметр винта, скорость вращения, крутку лопастей и набор аэродинамических профилей. Рассчитаны и проанализированы аэродинамические характеристики, формы вихревого следа и картины обтекания винта. Показано, что рассмотренные решения по оптимизации геометрической компоновки НВ, улучшающие аэродинамические характеристики на режиме висения, одновременно приводят к их ухудшению на режимах «вихревого кольца». Полученные результаты могут быть полезны при выборе параметров НВ вертолетов различных схем.

Ключевые слова: несущий винт, количество лопастей, крутка лопастей, режимы «вихревого кольца», аэродинамические характеристики

Для цитирования: Макеев П.В., Игнаткин Ю.М. Влияние геометрической компоновки на аэродинамические характеристики несущего винта на режимах «вихревого кольца» // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 2. С. 7–16. DOI: 10.34759/vst-2023-2-7-16

AERONAUTICAL AND SPACE-ROCKET ENGINEERING

Original article

GEOMETRICAL LAYOUT EFFECT ON THE MAIN ROTOR AERODYNAMIC CHARACTERISTICS AT THE “VORTEX RING STATE” MODES

Pavel V. Makeev¹✉, Yurii M. Ignatkin²

^{1,2} Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russia

¹ makeevpv@mai.ru ✉

² ignatkinym@mai.ru

Abstract

Geometric layout affects significantly the aerodynamic characteristics of the helicopter main rotor in various operating modes. When designing a rotor with a given diameter and solidity, various geometry layout solutions are possible, such as, the number of blades, blade twist and relative position of the blades (single or coaxial rotor).

It is common knowledge that the geometrical layout has a significant impact on the efficiency of the rotor in hover [1]. For the other flight modes, the geometry impact on the rotor aerodynamics is of practical interest as well.

The study considers the effect of various options of geometrical layout on rotors aerodynamic characteristics at a vertical descent in the vortex ring modes range in the range of descent speeds $V_y = 0-28$ m/s. The sharp rotor thrust reduction compared to the hover mode and its non-stationary pulsations are characteristic to the “vortex ring state” modes, which makes these modes unsafe for the helicopter.

Wide-scale experimental studies of the vortex ring modes are extremely difficult, thus application of the state-of-the-art computational methods is rational. The studies being presented were performed based on the nonlinear vortex rotor model developed at the Moscow Aviation Institute [19].

Single two- four- and six-bladed rotors, as well as coaxial six-bladed rotor with the same solidity, airfoils and blade twist were considered. The blade twists of 0° , 8° and 16° were considered for the 4-bladed rotor as well.

Computations have been performed at the fixed blade pitch angles, ensuring the equal thrust in hover. The total and distributed aerodynamic characteristics have been obtained and analyzed, including the shapes of the vortex wake and flow-around patterns.

The smallest obtained thrust drop in the vortex ring modes was demonstrated by the two-bladed rotor. The thrusts of the equivalent six-bladed single main rotor and six-bladed coaxial main rotor have similar dependences on the rate of descent, but the coaxial rotor herewith has had lower values of the thrust pulsations amplitude. With the blade twist values growth, the thrust drop and thrust pulsations in vortex ring state increased for the four-bladed rotor. The blade twist effect on the rotor aerodynamic characteristics at the vortex ring modes is in good agreement with the available experimental data [6].

Thus, the considered technical solutions on the rotor geometrical layout (that improve its aerodynamics in hover [1]) do not have a positive effect in the vortex ring modes.

The obtained results may be handy in the rotor aerodynamics analysis in vortex ring state modes.

Keywords: main rotor, number of blades, blade twist, “vortex ring state” modes, aerodynamic characteristics

For citation: Makeev P.V., Ignatkin Yu.M. Geometrical Layout Effect on the Main Rotor Aerodynamic Characteristics at the “Vortex Ring State” Modes. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 2, pp. 7-16. DOI: 10.34759/vst-2023-2-7-16

Введение

Геометрическая компоновка в значительной мере определяет аэродинамические характеристики несущего винта на различных режимах работы. При проектировании винта с заданным диаметром и заполнением возможны различные решения по его компоновке. В случае простой геометрии прямоугольной лопасти могут быть реализованы различные число лопастей, различная крутка лопастей, различные варианты взаимного расположения лопастей, например одиночный, соосный или X-образный винты.

Известно, что геометрическая компоновка оказывает существенное влияние на эффективность работы НВ на висении [1]. Влияние геометрической компоновки на аэродинамические характеристики НВ на других режимах полета также представляет практический интерес. Так, важной задачей является исследование аэродинамических характеристик НВ на режимах снижения, когда он обтекается с положительными углами атаки. Это связано с существованием особых режимов работы винта, называемых режимами «вихревого кольца». Режимы «вихревого кольца» винта проявляются в виде ряда характерных признаков. Это рост мощности, потребляемой винтом, снижение тяги винта, пульсации силы тяги и крутящего момента винта, особые, характерные картины обтекания винта внешним набегающим потоком и другие связанные с этим признаки [2–4]. Такие особенности в итоге делают режимы «вихревого кольца» потенциально опасными для вертолета и требующими особого внимания.

В экспериментальных работах, посвященных исследованию режимов «вихревого кольца» винтов,

представлено большое разнообразие применяемых подходов, масштабов и типов исследуемых винтов и разновидностей экспериментальных установок [5–11]. Исследования этих режимов затратны и связаны с немалыми техническими трудностями. Их результаты, как правило, носят фрагментарный характер, в них освещена только часть известных эффектов. Во многом из-за этого работы, посвященные параметрическим исследованиям и анализу влияния различных геометрических компоновок винтов на их аэродинамические характеристики на режимах «вихревого кольца», практически отсутствуют. Сравнение же существующих результатов различных исследований осложняется большими различиями в условиях их проведения [12].

Благодаря развитию вычислительной техники в последние десятилетия стала возможной практическая реализация ряда расчетных методов высокого уровня, позволяющих, в частности, осуществлять численное моделирование режимов «вихревого кольца». Некоторые из методов численного моделирования аэродинамических характеристик винта сочетают в себе достаточную точность со сравнительно низкой ресурсоемкостью, что открывает возможность проведения масштабных параметрических численных исследований. К таким методам можно отнести использование современных нелинейных нестационарных лопастных вихревых моделей [13–18].

В представленной работе влияние геометрической компоновки на аэродинамические характеристики НВ на режимах «вихревого кольца» исследовалось на базе нелинейной вихревой модели винта, разработанной на кафедре «Проектирование вертолетов» МАИ [19].

Постановка задачи и метод расчета

В работе рассмотрены четыре варианта геометрической компоновки НВ: 2-, 4- и 6-лопастные одиночные НВ, и 6-лопастный (3 + 3) соосный НВ. Схемы НВ приведены на рис. 1.

Винты имеют следующие основные характеристики: радиус $R = 10$ м; скорость вращения концов лопастей $\omega R = 220$ м/с, заполнение винта (для одиночных и суммарное для соосного) $\sigma = 0,1$; лопасти винтов прямоугольные в плане, без законцовки, оснащены по всей длине профилем *NACA 230-12*. Комлевой радиус равен $r/R = 0,2$. Лопасти рассматривались как абсолютно жесткие без махового движения. Количество лопастей k_n в зависимости от винта меняется от $k_n = 2$ до $k_n = 6$. Величина хорды лопасти при этом от $b = 1,256$ ($k_n = 2$) до $b = 0,418$ м ($k_n = 6$). Соосный НВ имел разное плоскостей вращения лопастей верхнего (ВВ) и нижнего (ВН) винтов $h = 0,2R$. Лопасти всех четырех вариантов НВ имели базовую линейную крутку $\Delta\varphi_z = -8^\circ$. Таким образом, рассмотренные компоновки НВ различались количеством лопастей и их взаимным расположением в пространстве. Для четырехлопастного винта ($k_n = 4$), дополнительно к базовой крутке лопасти $\Delta\varphi_z = -8^\circ$, были рассмотрены значения и $\Delta\varphi_z = 0^\circ$ и $\Delta\varphi_z = -16^\circ$, что позволило оценить влияние крутки на аэродинамические характеристики НВ на рассматриваемых режимах.

Для моделирования аэродинамических характеристик НВ использована нелинейная лопастная вихревая модель винта, подробно описанная в работах [19–21]. Указанная модель ранее была апробирована и верифицирована при моделировании режимов висения и «вихревого кольца» одиночных и соосных НВ [20–22]. В построенных расчетных моделях НВ (см. рис. 1) каждая лопасть разбивалась на 12 участков по радиусу. Принятый расчетный шаг по времени соответствовал повороту лопасти на 10° по азимуту (36 шагов на один оборот). Все расчеты выполнялись для количества оборотов винта $n = 120$ (соответствует примерно 34 секундам работы НВ).

Выполненные расчеты включают диапазон скоростей вертикального снижения $V_y = 0–28$ м/с с шагом $1–2$ м/с, куда входит область режимов «вихревого кольца». Все расчеты проводились при условии фиксированного угла установки лопастей (шага) НВ,

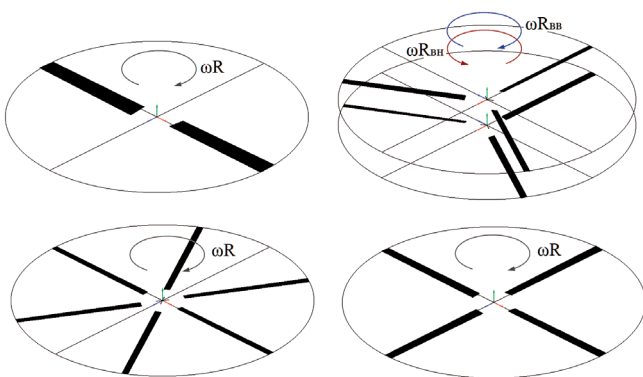


Рис. 1. Схемы несущих винтов

который во всех случаях выбирался исходя из обеспечения винтом на режиме висения коэффициента тяги $c_T = 0,015$. Поскольку, как было показано в работе [1], рассмотренные компоновки НВ требуют различных значений мощности для обеспечения одной и той же тяги на режиме висения, углы установки лопастей также были различными. Так, для $k_n = 2$ потребный угол установки составляет $\varphi_7 = 11,25^\circ$, для $k_n = 4$ он равен $\varphi_7 = 11^\circ$, а для $k_n = 6$ $\varphi_7 = 10,8^\circ$.

С учетом принятого подхода, аэродинамические характеристики НВ на режимах «вихревого кольца» анализировались по следующим характерным признакам: снижению тяги винта (относительно режима висения при постоянном шаге винта), нестационарным пульсациям тяги во времени и по росту средней индуктивной скорости относительно скорости на висении.

Результаты расчетов и обсуждение

Одним из признаков режимов «вихревого кольца» винта на режиме снижения при условии постоянного шага винта является уменьшение его тяги до значений меньших, чем на режиме висения.

На рис. 2 представлены зависимости осредненного по времени коэффициента тяги от скорости вертикального снижения $c_T = f(V_y)$ для 2-, 4-, 6-лопастного одиночных НВ и соосного НВ. Для соосного НВ отдельно показаны также зависимости для ВВ и ВВ. Наблюдается характерное поведение зависимости тяги НВ от скорости при условии фиксированного шага. Видно, что после некоторого роста тяги (на 5–10%) при малых скоростях V_y , в диапазоне скоростей $V_y \approx 7–14$ м/с она снижается до значений существенно меньших, чем на висении. Эта зона относится к области режимов «вихревого кольца» (по критерию снижения тяги). При $V_y > 14$ м/с тяга НВ монотонно возрастает. Из рис. 2 видно, что в области «вихревого кольца» зависимости $c_T = f(V_y)$ для различных компоновок НВ заметно различаются.

Различия между рассматриваемыми НВ удобно проанализировать на основе графиков (рис. 3), где зависимости $c_T = f(V_y)$ выражены в процентах относительно тяги на режиме висения. Из рис. 3 следует, что 2-лопастный НВ теряет на 6–14% меньше тяги в области режимов «вихревого кольца», чем 4-, 6-лопастный и соосный НВ. Например, максимальное снижение

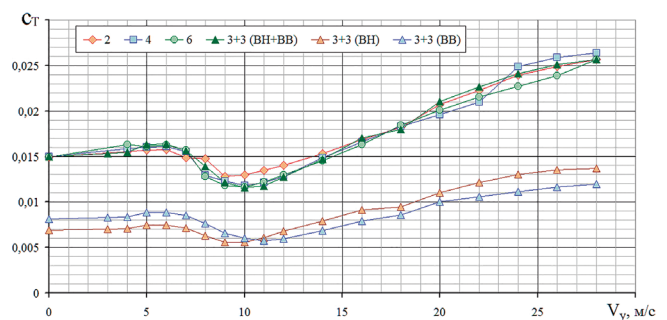


Рис. 2. Зависимости $c_T = f(V_y)$ для 2-, 4-, 6-лопастного и соосного (3 + 3 лопасти) НВ

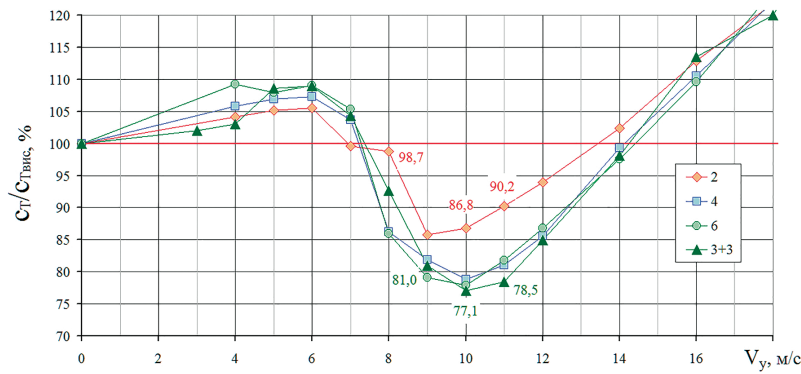


Рис. 3. Зависимости $c_t = f(V_y)$, для 2-, 4-, 6-лопастного и соосного НВ, выраженные в процентах от тяги на режиме висения

тяги на 21 – 23% наблюдается при $V_y = 10$ м/с у 6-лопастного одиночного и соосного НВ. У 2-лопастного НВ при этом тяга снижается на 17,4%. Также 2-лопастный НВ раньше выходит из данной области, восстанавливая тягу до ее значения на висении.

Известно, что работа винта на режимах «вихревого кольца» имеет особенности, связанные со специфическими формами вихревого следа и картинами обтекания. Из-за взаимодействия отбрасываемого винтом индуктивного потока и набегающего на винт внешнего потока вокруг винта образуется «воздушное тело» с циркуляционным течением внутри [5]. Вихревой след, сходящийся с лопастей, не уходит от винта, сворачиваясь в тороидальные структуры, давшие название этим режимам. Эти эффекты напрямую связаны с особенностями аэродинамических характеристик винта. Пульсации во времени «воздушного тела» и вихревой структуры вызывают пульсации тяги и других характеристик винта, а рост средней индуктивной скорости в плоскости вращения винта – падение тяги и увеличение потребной на вращение винта мощности [7, 9–11].

На рис. 4 представлены построенные при помощи линий тока картины обтекания рассмотренных НВ

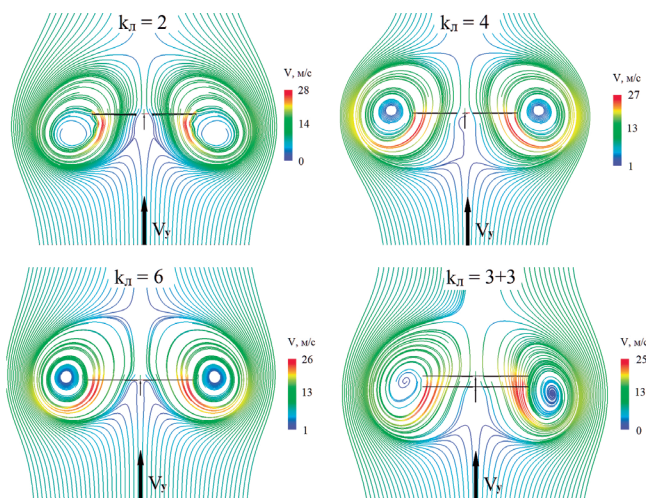


Рис. 4. Картины обтекания 2-, 4-, 6-лопастного и соосного (3 + 3) НВ на режиме «вихревого кольца» при $V_y = 10$ м/с

на режиме «вихревого кольца» при $V_y = 10$ м/с, где наблюдается максимальное снижение тяги (см. рис. 3).

Из рис. 4 следует, что формы вихревого следа и картины обтекания НВ имеют свои особенности для конкретных компоновок. Так, у 2-лопастного НВ при $V_y = 10$ м/с «воздушное тело» находится ниже относительно плоскости вращения винта, чем у других компоновок НВ. Из-за этого снижение тяги у 2-лопастного НВ при этой скорости меньше, чем у других винтов. У них, в свою очередь, «воздушное тело» располагается выше, практически в плоскости вращения. Это обуславливает большие значения индуктивных скоростей на винте, а значит, и большее снижение тяги.

Как было отмечено выше, обтекание НВ на режимах «вихревого кольца» носит нестационарный характер. На рис. 5 приведены формы вихревого следа 2-лопастного НВ при $V_y = 10$ м/с для различных моментов времени (числа оборотов n) в двух проекциях при виде сбоку и сверху. Наблюдаемые изменения формы вихревого следа во времени свойственны в той или иной мере всем компоновкам НВ и в итоге приводят к пульсациям его аэродинамических характеристик.

На рис. 6 представлены значения коэффициента тяги для различных моментов времени $c_t = f(n)$ для 2-, 4-, 6-лопастных одиночных и соосного (3 + 3) НВ на режиме «вихревого кольца» при $V_y = 10$ м/с. Во всех случаях наблюдаются периодические пульсации тяги НВ. Наличие таких пульсаций и их величина являются одними из основных признаков режимов «вихревого кольца».

На рис. 7 приведены зависимости амплитуды пульсаций коэффициента тяги от скорости снижения для рассмотренных вариантов геометрической компоновки НВ. Амплитуда здесь определяется как $\Delta c_t / 2 = (c_{t \max} - c_{t \min}) / 2$ и выражена в процентах от среднего значения c_t на рассматриваемом режиме работы НВ. Видно, что при скоростях снижения $V_y = 5–11$ м/с пульсации тяги у НВ с различной компоновкой имеют близкие амплитуды (см. рис. 6). Эти скорости соответствуют входу НВ в режимы «вихревого кольца» и пиковым режимам, на которых наблюдается наибольшее снижение тяги (см. рис. 4). Далее, в интервале скоростей $V_y = 12–22$ м/с, амплитуды пульсаций тяги в 1,5–2 раза меньше, чем у 4- и 6-лопастного НВ. Эти скорости соответствуют

постепенному выходу НВ из области режимов «вихревого кольца». Значения коэффициента тяги в различные моменты времени $c_T = f(n)$ для 2-, 4-, 6-лопастного и соосного (3 + 3) НВ на режимах «вихревого кольца» при $V_y = 16$ м/с приведены на рис. 8.

Как было отмечено выше, на режимах «вихревого кольца» наблюдается значительный рост индуктивной скорости в плоскости вращения НВ по сравнению с режимом висения.

На рис. 9 приведены графики зависимостей безразмерной индуктивной скорости в плоскости вращения

НВ от безразмерной скорости вертикального снижения $v_y/v_{y\text{ вис}} = f(V_y/v_{y\text{ вис}})$. Также для удобства на графике приведена обычная шкала V_y . Значения скорости v_y здесь определяются путем осреднения поля индуктивных скоростей в плоскости вращения НВ, а значения $v_{y\text{ вис}}$ определяются для текущего среднего значения c_T на базе импульсной теории идеального винта по формуле: $v_{y\text{ вис}} = 0,5\omega R\sqrt{c_T}$. Из рис. 9 следует, что индуктивная скорость в плоскости вращения НВ на наиболее интенсивных режимах «вихревого кольца» ($V_y = 8-16$ м/с) возрастет в 2-2,5 раза по сравнению

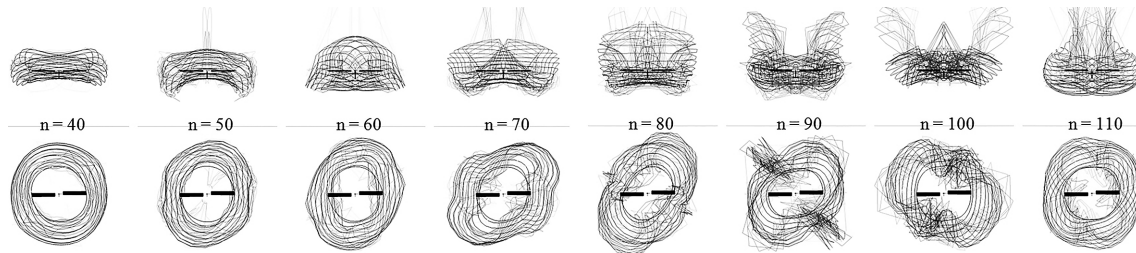


Рис. 5. Формы вихревого следа 2-лопастного НВ на режиме «вихревого кольца» при $V_y = 10$ м/с для различных моментов времени (числа оборотов n)

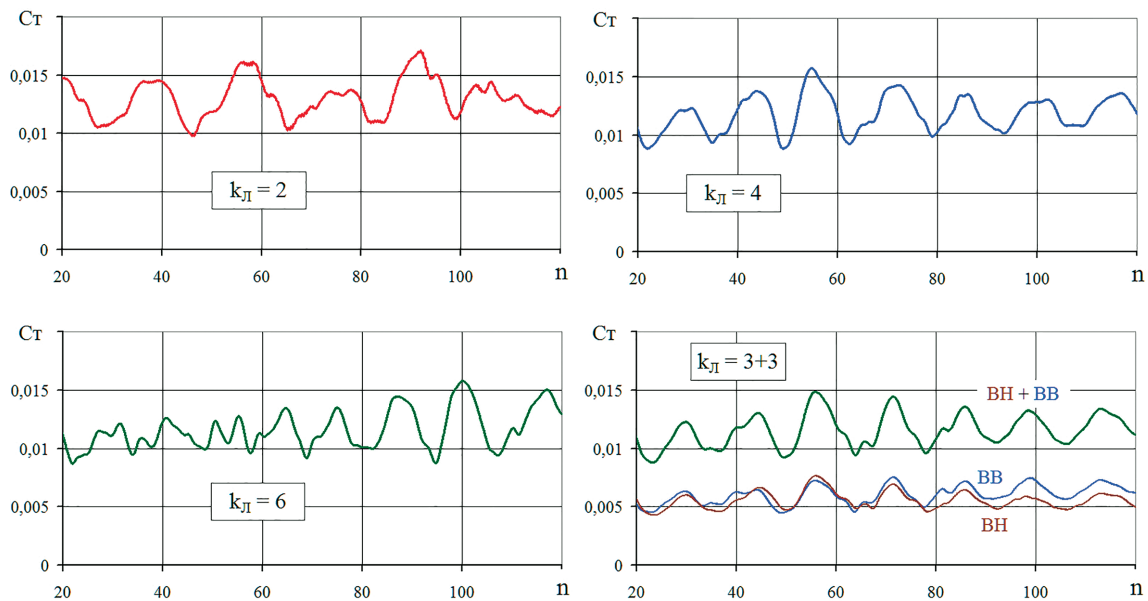


Рис. 6. Зависимости $c_T = f(n)$ для 2-, 4-, 6-лопастного и соосного (3 + 3 лопасти) НВ на режиме «вихревого кольца» при $V_y = 10$ м/с

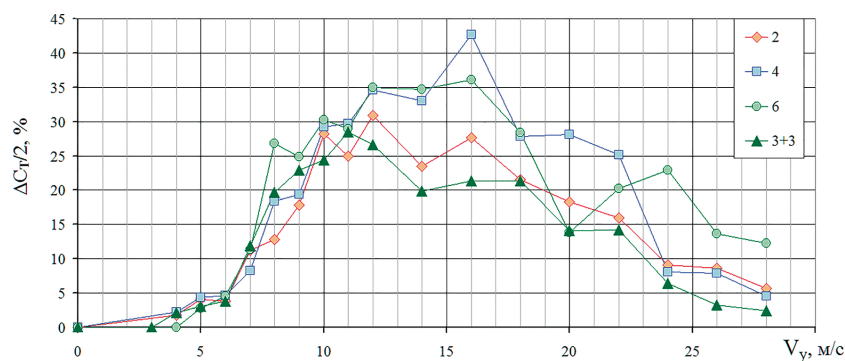


Рис. 7. Зависимости $\Delta c_T/2 = f(V_y)$, выраженные в процентах от c_T на висении, для 2-, 4-, 6-лопастных одиночных и соосного (3 + 3 лопасти) НВ

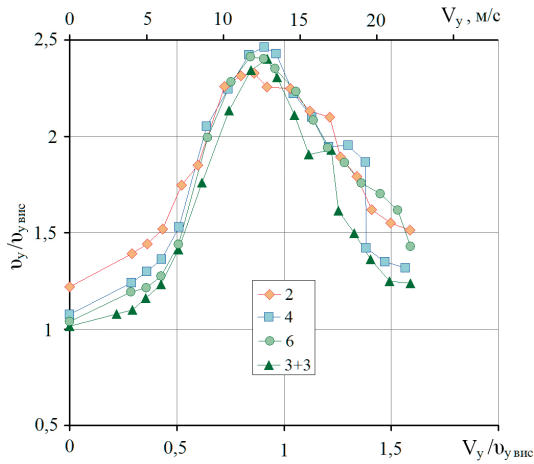


Рис. 9. Зависимости $v_y/v_{y,вис} = f(V_y/v_{y,вис})$ для 2-, 4-, 6-лопастных одиночных и соосного (3 + 3 лопасти) НВ

с режимом висения. Индуктивная скорость 2-лопастного винта возрастает несколько меньше, чем индуктивная скорость других винтов, что коррелируется с отмеченным выше фактом меньшего снижения тяги у данной компоновки на режимах «вихревого кольца». Отметим также, что при $V_y = 0$ значения относительной скорости $v_y/v_{y,вис}$ для рассмотренных компоновок НВ различны. У 2-лопастного НВ она выше и равна 1,22. У 4- и 6-лопастных НВ и у соосного НВ эта скорость существенно ниже. Это связано со значительной неравномерностью индуктивной скорости в плоскости диска 2-лопастного НВ по сравнению с 4- и 6-ло-

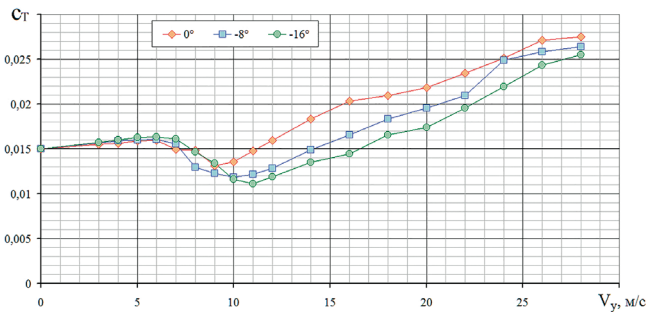


Рис. 10. Зависимости коэффициента тяги от скорости вертикального снижения $C_T = f(V_y)$ для 4-лопастного НВ с круткой лопастей $\Delta\varphi_z = 0, -8^\circ$ и -16°

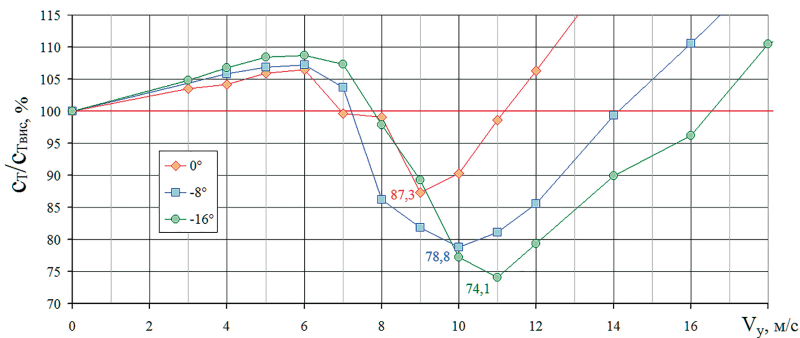


Рис. 11. Зависимости коэффициента тяги (в процентах от тяги на режиме висения) от скорости вертикального снижения $C_T = f(V_y)$, для 4-лопастного НВ с круткой лопасти $\Delta\varphi_z = 0; -8^\circ$ и -16°

пастными НВ. Из-за этого, в частности, 2-лопастный НВ имеет худшие характеристики на висении, чем 4- и 6-лопастный, как было показано в [1].

Рассмотрим далее аэродинамические характеристики на режимах «вихревого кольца» в зависимости от крутки лопастей на примере 4-лопастного НВ для трех значений крутки: $\Delta\varphi_z = 0^\circ; -8^\circ; -16^\circ$.

На рис. 10 представлены зависимости коэффициента тяги от скорости вертикального снижения $C_T = f(V_y)$ для 4-лопастного НВ для трех значений крутки: $\Delta\varphi_z = 0^\circ; -8^\circ$ и -16° . На рис. 11 эти же данные приведены в процентах относительно тяги на режиме висения. Из представленных результатов следует, что у НВ с круткой лопастей $\Delta\varphi_z = 0^\circ$ тяга на режимах «вихревого кольца» снижается существенно меньше, чем у НВ с круткой лопастей $\Delta\varphi_z = -8^\circ$ и -16° . Также у винта без крутки лопастей меньше и диапазон скоростей, в котором тяга уменьшается до более низких значений, чем на режиме висения. Из рис. 11 следует, что максимальные значения падения тяги составляют: 12,7% при $V_y = 9$ м/с для $\Delta\varphi_z = 0^\circ$; 21,2% при $V_y = 10$ м/с для $\Delta\varphi_z = -8^\circ$ и 25,9% при $V_y = 11$ м/с для $\Delta\varphi_z = -16^\circ$.

Отмеченная выше зависимость между круткой лопастей и снижением тяги НВ на режимах «вихревого кольца» (при фиксированном шаге НВ) связана с характером распределения углов атаки по радиусу лопасти НВ.

На рис. 12,а приведены графики распределения углов атаки лопасти по радиусу $\alpha = f(r/R)$ для висения ($V_y = 0$), а на рис. 12,б для тех режимов «вихревого кольца», на которых наблюдается максимальное для каждой крутки падение тяги ($V_y = 9; 10$ и 11 м/с), показанное на рис. 11. Видно, что на режимах «вихревого кольца» при $\Delta\varphi_z = 0^\circ$ распределение углов атаки α по радиусу достаточно равномерное (см. рис. 12,б), в том числе и в концевой части лопасти. Однако при больших значениях крутки $\Delta\varphi_z = -8^\circ$ и -16° в комлевых сечениях углы атаки возрастают, а в концевых сечениях резко снижаются, что приводит к снижению общей тяги НВ. На висении картина обратная, большая крутка лопастей обеспечивает более равномерное распределение углов атаки α по радиусу, чем в отсутствие крутки. При этом больше нагружается комлевая часть лопасти, нагрузка по лопасти становится более равномерной.

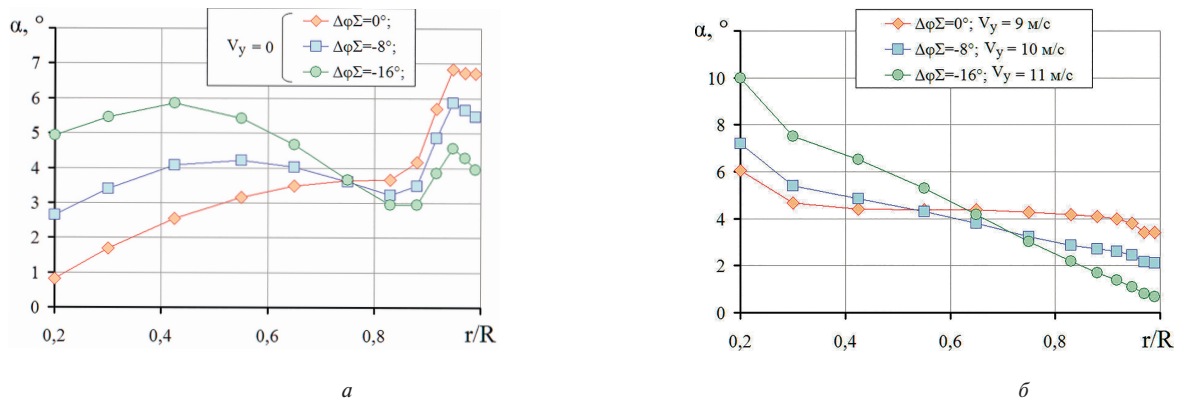


Рис. 12. Зависимости $\alpha = f(r/R)$ 4-лопастного НВ для значений крутки лопастей $\Delta\varphi_\Sigma = 0; -8$ и -16° на висении (а) и на режимах «вихревого кольца» (б)

Из-за этого на висении крутка лопастей дает существенный прирост эффективности работы винта, что было отмечено в [1].

На рис. 13 приведены зависимости амплитуды пульсаций коэффициента тяги от скорости снижения для 4-лопастного НВ с различными значениями крутки лопастей. Видно, что НВ, крутка лопастей которых $\Delta\varphi_\Sigma = -8^\circ$ и $\Delta\varphi_\Sigma = -16^\circ$, на режимах «вихревого кольца» имеют пульсации тяги с максимальной амплитудой

в два раза большей, чем НВ, крутка лопастей которых $\Delta\varphi_\Sigma = 0^\circ$. Наиболее интенсивные пульсации тяги наблюдаются в диапазоне скоростей $V_y = 12 - 18$ м/с и достигают максимальных значений при $V_y = 16$ м/с. Значения коэффициента тяги в различные моменты времени $c_T = f(n)$ при $V_y = 16$ м/с приведены в качестве примера на рис. 14.

На рис. 15 приведены графики зависимостей безразмерной индуктивной скорости в плоскости вращения

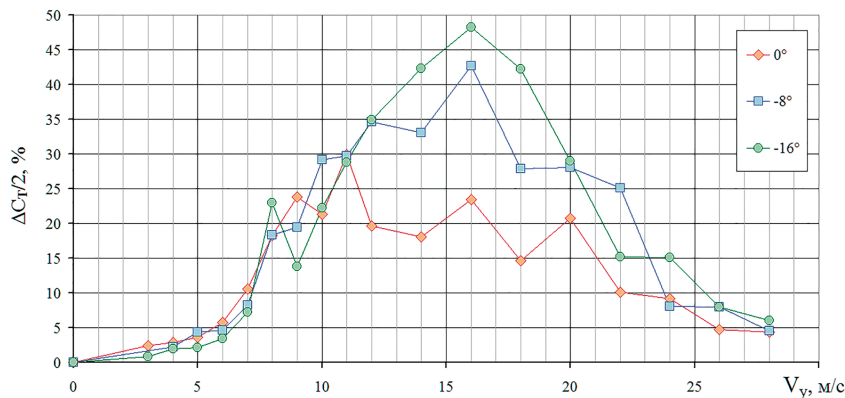


Рис. 13. Зависимости $\Delta c_T / 2 = f(V_y)$ для 4-лопастного НВ с круткой лопастей $\Delta\varphi_\Sigma = 0; -8^\circ$ и -16°

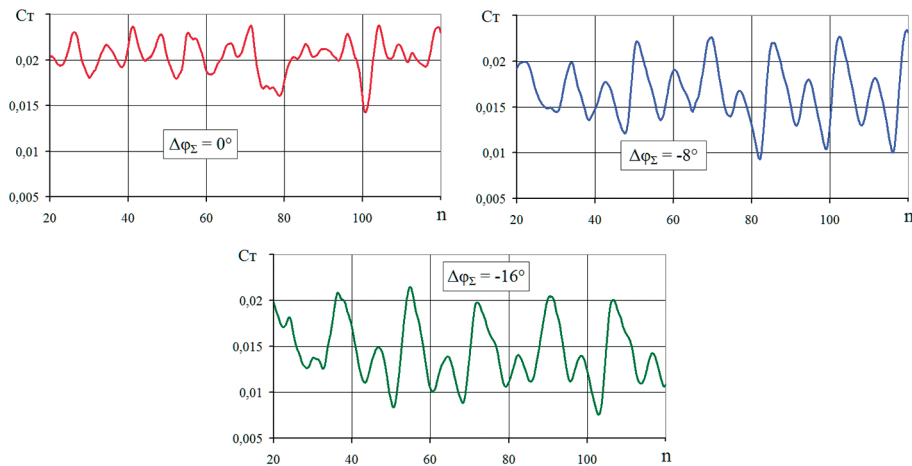


Рис. 14. Зависимости $c_T = f(n)$ для 4-лопастного НВ с круткой лопастей $\Delta\varphi_\Sigma = 0; -8$ и -16° на режиме «вихревого кольца» при $V_y = 16$ м/с

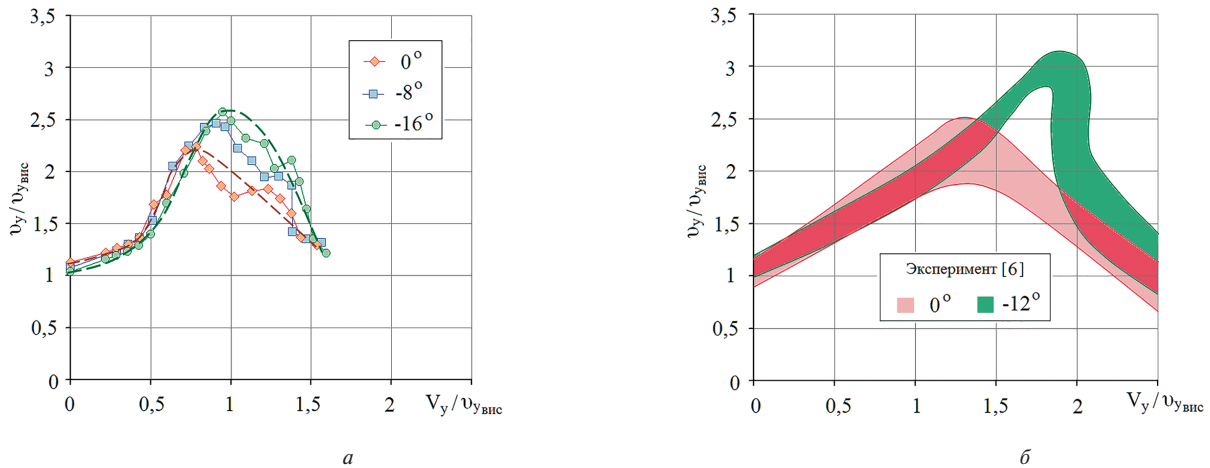


Рис. 15. Расчетные (а) и экспериментальные (б) зависимости $v_y/v_{y\text{вис}} = f(V_y/v_{y\text{вис}})$ для 4-лопастного НВ с круткой лопастей $\Delta\varphi_\Sigma = 0; -8$ и -16° (а) и 3-лопастного НВ с круткой лопастей $\Delta\varphi_\Sigma = 0$; и -12° (б)

НВ от безразмерной скорости вертикального снижения $v_y/v_{y\text{вис}} = f(V_y/v_{y\text{вис}})$. На рис. 15,а представлены расчетные зависимости, полученные для рассматриваемого 4-лопастного НВ с круткой лопастей $\Delta\varphi_\Sigma = 0; -8$ и -16° . На рис. 15,б представлены экспериментальные зависимости, полученные *Castles & Gray* в 1951 году [6] для небольшого 3-лопастного модельного винта диаметром 1,8 м с двумя вариантами крутки лопастей $\Delta\varphi_\Sigma = 0^\circ$ и $\Delta\varphi_\Sigma = -12^\circ$ в аэродинамической трубе с рабочей частью диаметром 2,7 м. Этот эксперимент фактически является единственным подобным исследованием влияния крутки лопастей на аэродинамические характеристики НВ на режимах «вихревого кольца», притом с достаточно ограниченными результатами. Количественное сравнение между результатами расчетов и результатами эксперимента *Castles & Gray* не представляется возможным, однако качественно результаты весьма близки. Хорошо видно, что у НВ без крутки лопастей ($\Delta\varphi_\Sigma = 0^\circ$) существенно меньше рост индуктивной скорости на режимах «вихревого кольца», чем у НВ с большими значениями крутки $\Delta\varphi_\Sigma = -12^\circ$ и $\Delta\varphi_\Sigma = -16^\circ$. Кроме того, представленные кривые скоростей для винта без крутки смещены влево, т. е. область режимов «вихревого кольца» у такого НВ существенно меньше. Это совпадает и с выводами, полученными выше при анализе поведения тяги НВ (см. рис. 11).

Выводы

Выполнены параметрические расчетные исследования влияния количества лопастей, крутки лопастей, а также эквивалентной одиночной и соосной конфигурации НВ на его аэродинамические характеристики на режимах вертикального снижения в диапазоне скоростей $V_y = 0-28$ м/с, включая область режимов «вихревого кольца».

Использована оригинальная нелинейная лопастная вихревая модель винта. Рассмотрено более 180 различных режимов работы НВ, каждый из которых включает расчет 120 оборотов винта.

Получены и проанализированы суммарные и распределенные аэродинамические характеристики НВ, а также формы вихревого следа и картины обтекания. Показана связь между характером обтекания НВ на режимах «вихревого кольца» и различными аэродинамическими характеристиками: тягой винта, пульсациями тяги, индуктивной скоростью, распределением углов атаки по радиусу винта.

Сравнение 2-, 4- и 6-лопастных одиночных НВ с круткой лопастей $\Delta\varphi_\Sigma = -8^\circ$ показало, что 2-лопастный НВ при прочих равных условиях имеет следующие преимущества на режимах «вихревого кольца»:

- минимальное падение тяги на «пиковых» режимах «вихревого кольца»: на 15% против 23% у 4- и 6-лопастного НВ;
- минимальные пульсации тяги: до 27% от среднего значения тяги против 35% у 6-лопастного НВ и 43% у 4-лопастного НВ.

Сравнение 6-лопастного соосного НВ и 6-лопастного эквивалентного одиночного НВ, крутка лопастей которых $\Delta\varphi_\Sigma = -8^\circ$, показало, что у соосного НВ меньший уровень пульсаций тяги: 19–28% против 36% у одиночного 6-лопастного НВ. При этом максимальное падение тяги и размеры области режимов «вихревого кольца» у этих винтов близки.

Сравнение 4-лопастных одиночных НВ с круткой лопастей $\Delta\varphi_\Sigma = 0; -8^\circ$ и -16° показало, что крутка лопастей существенно влияет на аэродинамические характеристики винта на режимах «вихревого кольца»:

- при нулевой крутке ($\Delta\varphi_\Sigma = 0^\circ$) получена минимальная область режимов «вихревого кольца» по критерию уменьшения тяги ниже тяги на висении: $V_y = 7-11$ м/с против $V_y = 8-17,5$ м/с у винта с круткой лопастей $\Delta\varphi_\Sigma = -16^\circ$;
- при нулевой крутке лопастей получены минимальные пульсации тяги: до 24% от среднего значения тяги против 48% у винта с круткой $\Delta\varphi_\Sigma = -16^\circ$;
- при нулевой крутке получено минимальное падение тяги: 12,7% от тяги на висении, против 25,9% у винта с круткой лопастей $\Delta\varphi_\Sigma = -16^\circ$;

– при нулевой крутке получен минимальный прирост средней индуктивной (отнесенной к скорости на висении) скорости в плоскости вращения НВ $v_y/v_{y\text{ вис}} = 2,24$ против 2,56 у винта с круткой лопастей $\Delta\varphi_\Sigma = -16^\circ$.

Таким образом, можно заключить, что известные решения по геометрической компоновке, улучшающие аэродинамические характеристики НВ на режимах висения, такие как увеличение числа лопастей и крутки лопастей, на режимах «вихревого кольца» такого положительного эффекта не дают.

Полученные результаты могут быть полезны при предварительном анализе аэродинамических характеристик НВ на режимах «вихревого кольца» в зависимости от параметров его геометрической компоновки.

Список источников

- Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Расчетное исследование влияния геометрической компоновки несущих винтов на КПД на режиме висения на базе нелинейной лопастной вихревой модели // Научный вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21. № 6. С. 43–53. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-6-43-53
- Акимов А.И. Аэродинамика и летные характеристики вертолетов. – М.: Машиностроение, 1988. – 140 с.
- Johnson W. Rotorcraft aeromechanics – Cambridge University Press, New York, 2013. – 944 p.
- Петросян Э.А. Аэродинамика соосного вертолета. – М.: Полигон-Пресс, 2004. – 820 с.
- Drees J.M., Hendl W.P. The Field of Flow through a Helicopter Rotor Obtained from Wind Tunnel Smoke Tests // Journal of Aircraft Engineering. 1951. No. 23, pp. 107–111.
- Castles W.Jr., Gray R.B. Empirical Relation between Induced Velocity, Trust, and Rate of Descent of a Helicopter Rotor as Determined by Wind-tunnel Tests on Four Model Rotors. – NASA TN-2474, 1951, 74 p. URL: 19930083181.pdf
- Washizu K., Azuma A, Koo J., Oka T. Experiments on a Model Helicopter Rotor Operating in the Vortex Ringstate // Journal of Aircraft. 1966. Vol. 33. No. 3, pp. 225–230. DOI: 10.2514/3.43729
- Empey R.W., Ormiston R.A. Tail-Rotor Thrust on a 5.5-Foot Helicopter Model in Ground Effect // 30th Annual National V/STOL Forum (1974; Washington, D.C.), 13 p.
- Xin H., Gao Z. A Prediction of the Helicopter Vortex-ring State Boundary // Journal of Experiments in Fluid Mechanics. 1996. No. 1, pp. 14–19.
- Betzina M.D. Tiltrotor Descent Aerodynamics: A Small-Scale Experimental Investigation of Vortex Ring State // 57th Annual Forum (09–11 May 2001; Washington, D.C.), 12 p.
- Stack J., Caradonna F.X., Savas Ö. Flow visualizations and extended thrust time histories of rotor vortex wakes in descent // Journal of the American Helicopter Society. 2005. Vol. 50. No. 3, pp. 279–288. DOI: 10.4050/1.3092864
- Johnson W. Model for Vortex Ring State Influence on Rotorcraft Flight Dynamics. – NASA/TP-2005-213477, 2005, 76 p.
- Белоцерковский С.М., Локтев Б.Е., Нуут М.И. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолета. – М.: Машиностроение, 1992. – 219 с.
- Leishman J.G., Bhagwat M.J., Ananthan S. Free-Vortex Wake Predictions of the Vortex Ring State for Single-Rotor and Multi-Rotor Configurations // 58th American Helicopter Society International Annual Forum (11–13 June 2002; Montreal, Quebec, Canada), pp. 956–986.
- Anikin V.A. Helicopter Main Rotor Aerodynamic Performance in Descent Conditions // 58th Annual Forum of the American Helicopter Society International (11–13 June 2002; Montreal, Canada), 15 p.
- Bailly J.A. Qualitative Analysis of Vortex Ring State Entry Using a Fully Time Marching Unsteady Wake Model // 36th European Rotorcraft Forum (7–9 September 2010; Paris, France), 18 p.
- Крымский В.С., Щеглова В.М. Исследование вихревой системы и индуктивных скоростей несущего винта на режимах висения и крутого планирования // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 200. С. 86–90. URL: <https://avia.mstuca.ru/jour/article/view/15/16>
- Косушкин К.Г., Крицкий Б.С., Мирзаев Р.М. Расчетные исследования аэродинамических характеристик винтов мультикоптеров // Научный вестник МГТУ ГА. 2021. Т. 24. № 5. С. 60–75. DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-5
- 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 Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 5. С. 24–31.
- Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шайдаков В.И., Шомов А.И. Расчетные исследования режимов висения и вертикального снижения несущего винта на базе нелинейной лопастной вихревой модели // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2018. № 3. С. 73–80.
- Makeev P.V., Ignatkin Yu.M., Shomov A.I. Numerical investigation of full scale coaxial main rotor aerodynamics in hover and vertical descent // Chinese Journal of Aeronautics. 2021. Vol. 34. No. 5, pp. 666–683. DOI: 10.1016/j.cja.2020.12.011
- Makeev P.V., Ignatkin Yu.M., Shomov A.I., Ivchin V.A. Comparative Study of 3-Bladed and Scissors Tail Rotors Aerodynamics in Axial Flow // International Review of Aerospace Engineering. 2022. Vol. 15. No. 2, pp. 181–191. DOI: 10.15866/irease.v15i2.21284
- Petrosyan E.A. Aerodinamika soosnogo vertoleta (Aerodynamics of Coaxial Helicopter), Moscow, Poligon-Press, 2004, 820 p.
- Drees J.M., Hendl W.P. The Field of Flow through a Helicopter Rotor Obtained from Wind Tunnel Smoke Tests. *Journal of Aircraft Engineering*, 1951, no. 23, pp. 107–111.
- Castles W.Jr., Gray R.B. *Empirical Relation between Induced Velocity, Trust, and Rate of Descent of a Helicopter Rotor as Determined by Wind-tunnel Tests on Four Model Rotors*. NASA TN-2474, 1951, 74 p. URL: 19930083181.pdf

References

- Ignatkin Yu.M., Makeev P.V., Shomov A.I. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2018, vol. 21, no. 6, pp. 43–53. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-6-43-53
- Akimov A.I. *Aerodinamika i letnye kharakteristiki vertoletov* (Aerodynamics and Performance of Helicopters), Moscow, Mashinostroenie, 1988, 140 p.
- Johnson W. *Rotorcraft aeromechanics – Cambridge University Press*, New York, 2013, 944 p.

7. Washizu K., Azuma A, Koo J., Oka T. Experiments on a Model Helicopter Rotor Operating in the Vortex Ringstate. *Journal of Aircraft*, 1966, vol. 33, no. 3, pp. 225-230. DOI: 10.2514/3.43729
8. Empey R.W., Ormiston R.A. Tail-Rotor Thrust on a 5.5-Foot Helicopter Model in Ground Effect. *30th Annual National V/STOL Forum (1974; Washington, D.C.)*, 13 p.
9. Xin H., Gao Z. A Prediction of the Helicopter Vortex-ring State Boundary. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 1996, no. 1, pp. 14-19.
10. Betzina M.D. Tiltrotor Descent Aerodynamics: A Small-Scale Experimental Investigation of Vortex Ring State. *57th Annual Forum (09-11 May 2001; Washington, D.C.)*, 12 p.
11. Stack J., Caradonna F.X., Savas Ö. Flow visualizations and extended thrust time histories of rotor vortex wakes in descent. *Journal of the American Helicopter Society*, 2005, vol. 50, no. 3, pp. 279-288. DOI: 10.4050/1.3092864
12. Johnson W. *Model for Vortex Ring State Influence on Rotorcraft Flight Dynamics*. NASA/TP-2005-213477, 2005, 76 p.
13. Belotserkovskii S.M., Loktev B.E., Nisht M.I. *Issledovanie na EVM aerodinamicheskikh i aerouprugikh kharakteristik vintov vertoleta (Computer-Assisted Research into Aerodynamic and Elastic Properties of Helicopter Rotors)*, Moscow, Mashinostroenie, 1992, 219 p
14. Leishman J.G., Bhagwat M.J., Ananthan S. Free-Vortex Wake Predictions of the Vortex Ring State for Single-Rotor and Multi-Rotor Configurations. *58th American Helicopter Society International Annual Forum (11-13 June 2002; Montreal, Quebec, Canada)*, pp. 956-986.
15. Anikin V.A. Helicopter Main Rotor Aerodynamic Performance in Descent Conditions. *58th Annual Forum of the American Helicopter Society International (11-13 June 2002\$ Montreal, Canada)*, 15 p.
16. Bailly J.A. Qualitative Analysis of Vortex Ring State Entry Using a Fully Time Marching Unsteady Wake Model. *36th European Rotorcraft Forum (7-9 September 2010; Paris, France)*, 18 p.
17. Krymskii V.S., Shcheglova V.M. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2014, no. 200, pp. 86-90. URL: <https://avia.mstuca.ru/jour/article/view/15/16>
18. Krymskii V.S., Shcheglova V.M. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2021, vol. 24, no. 5, pp. 60-75. DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-5
19. Ignatkin Y.M., Makeev P.V., Grevtsov B.S., Shomov A.I. A nonlinear blade vortex propeller theory and its applications to estimate aerodynamic characteristics for helicopter main rotor and anti-torque rotor. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 5, pp. 24-31.
20. Ignatkin Yu.M., Makeev P.V., Shaidakov V.I., Shomov A.I. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatcionnaya tekhnika*, 2018, no. 3, pp. 73-80.
21. Makeev P.V., Ignatkin Yu.M., Shomov A.I. Numerical investigation of full scale coaxial main rotor aerodynamics in hover and vertical descent. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, vol. 34, no. 5, pp. 666-683. DOI: 10.1016/j.cja.2020.12.011
22. Makeev P.V., Ignatkin Yu.M., Shomov A.I., Ivchin V.A. Comparative Study of 3-Bladed and Scissors Tail Rotors Aerodynamics in Axial Flow. *International Review of Aerospace Engineering*, 2022, vol. 15, no. 2, pp. 181-191. DOI: 10.15866/irease.v15i2.21284

Статья поступила в редакцию 31.01.2023; одобрена после рецензирования 10.02.2023; принята к публикации 12.02.2023.

The article was submitted on 31.01.2023; approved after reviewing on 10.02.2023; accepted for publication on 12.02.2023.