

Численное моделирование и анализ границ режимов вихревого кольца несущего винта вертолета Ка-62

© П.В. Макеев¹, Ю.М. Игнаткин¹, А.И. Шомов², С.В. Селеменев²

¹ МАИ (НИУ), Москва, 125993, Российская Федерация

²АО «НЦВ Миль и Камов», МО, пос. Томилино, 140070, Российская Федерация

Представлены результаты исследований аэродинамических характеристик несущего винта вертолета Ка-62 на режимах вихревого кольца. Использована нелинейная лопастная вихревая модель винта, разработанная на кафедре «Проектирование вертолетов» МАИ. Рассмотрены режимы вертикального и крутого снижения для углов атаки несущего винта в диапазоне от 90° до 30° и скоростей вертикального снижения от 0 до 30 м/с при постоянном осредненном по времени значении коэффициента тяги, равном 0,015. Получен большой объем данных, включающий картины обтекания несущего винта, интегральные аэродинамические характеристики и характер их изменения на различных режимах крутого снижения. На основе анализа этих аэродинамических характеристик с использованием комплекса специальных критериев построены границы режимов вихревого кольца в скоростных координатах по V_x и V_y . Полученные результаты сопоставлены с имеющимися экспериментальными данными. Показана важность исследований границ области режимов вихревого кольца для конкретных винтов с учетом их индивидуальных особенностей, что существенно дополняет имеющийся опыт экспериментальных и численных исследований в данной области.

Ключевые слова: несущий винт, нелинейная вихревая модель, режимы вихревого кольца, границы режимов вихревого кольца, аэродинамические характеристики

Введение. Режимы вихревого кольца несущего винта вертолета наблюдаются при крутом снижении вертолета в определенном диапазоне скоростей набегающего на винт потока и сопровождаются рядом характерных явлений. Исследование режимов вихревого кольца проводится путем экспериментальных модельных [1–9] и летных испытаний [10–15], а также с помощью методов вычислительной аэрогидродинамики различного уровня [16–26]. При выполнении летных исследований вертолета отмечают резкую потерю высоты, возрастание потребной мощности, высокий уровень вибраций и тряску, размытие конуса вращения лопастей, а также ухудшение его управляемости. В экспериментах наблюдаются пульсации тяги и крутящего момента, снижение тяги несущего винта (НВ), рост потребной мощности, значительное увеличение отбрасываемой винтом индуктивной скорости. Результаты визуализации показывают, что работа винта на режимах вихревого кольца сопровождается характерной сложной картиной обтекания со сворачиванием вихревого следа винта в тороидальную структуру типа вихревого кольца и формированием вокруг нее воздушного тела с мощным циркуляционным

течением внутри [1, 8, 18, 23, 24]. Указанные явления делают режимы вихревого кольца небезопасными для полета вертолета, поэтому в их руководства по летной эксплуатации (РЛЭ) вносят особую область режимов крутого снижения в скоростных координатах $V_x - V_y$, где есть вероятность попадания винта в режимы вихревого кольца. В качестве критериев для анализа при определении границ режимов вихревого кольца обычно выступают разные связанные с ними характерные явления, часть из которых была отмечена выше.

Сравнительный анализ разных результатов экспериментальных и расчетных исследований подтверждает значительную зависимость аэродинамических характеристик на режимах вихревого кольца от условий испытаний, а также от геометрических и других параметров исследуемых винтов [27]. При этом, как показывают результаты исследований [19], зависимости аэродинамических характеристик и границы вихревого кольца различаются и в случае представления их в относительных скоростных координатах $\tilde{V}_x - \tilde{V}_y$, получаемых путем деления скоростей V_x и V_y на величину средней индуктивной скорости для режима висения: $\tilde{V}_y = V_y/v_{yв}$ и $\tilde{V}_x = V_x/v_{xв}$. Отчасти это связано с разными условиями испытаний, характеристиками и геометрией винта, а отчасти с тем, что границы получены разными авторами исходя из различных критериев и анализа различных физических проявлений режимов вихревого кольца. Таким образом, можно утверждать, что при решении задачи определения границ области режимов вихревого кольца НВ необходимо исследовать винты с учетом их индивидуальных особенностей. Кроме того, при оценке границ режимов вихревого кольца желательно использовать некоторый унифицированный набор критериев. Как показывает обзор работ [1–26], наибольшее число критериев, базирующихся на анализе различных аэродинамических характеристик винта, при минимальных затратах в настоящее время достижимо при использовании современных методов численного моделирования [20–26].

Цель представленной работы — численное моделирование аэродинамических характеристик изолированного НВ вертолета Ка-62 при крутом снижении в области режимов вихревого кольца и определение их границ по комплексу критериев, непосредственно связанных с основными особенностями данных режимов.

Методология исследования. В работе использована разработанная на кафедре «Проектирование вертолетов» МАИ нелинейная лопастная вихревая модель винта [29], прошедшая валидацию и успешно применяющаяся для моделирования различных режимов работы винтов, включая режимы вихревого кольца несущего винта и рулевого винта (РВ) [28, 30–32].

Рассматриваемый несущий винт вертолета Ка-62 имеет радиус $R = 6,9$ м, заполнение $\sigma = 0,115$, скорость вращения концов лопастей $\omega R = 220$ м/с, хорду лопасти $b = 0,5$ м, крутку лопастей $\Delta\varphi_\Sigma = -10^\circ$. Начиная с относительного радиуса $r/R \approx 0,93$ лопасть винта оснащена стреловидной сужающейся законцовкой (стреловидность $\chi = 33^\circ$, сужение $\eta = 0,7$).

Схема расчетной модели НВ приведена на рис. 1, а. Использованные законы крутки лопасти $\Delta\varphi_\Sigma$ и хорды лопасти b по относительному радиусу лопасти r/R показаны на рис. 1, б. В расчетах учитывается маховое движение абсолютно жестких на изгиб и кручение лопастей относительно горизонтальных шарниров. На картинах визуализации вихревого следа НВ для удобства показаны не все его элементы, а только концевые вихри, сходящиеся с лопастей. Фюзеляж на иллюстрациях представлен условно, его обтекание в расчетах не учитывалось. Расчетный шаг НВ по времени соответствовал повороту лопасти на 12° по азимуту. Все расчеты выполнялись для скорости вращения винта в диапазоне $n = 160...180$ об/мин.

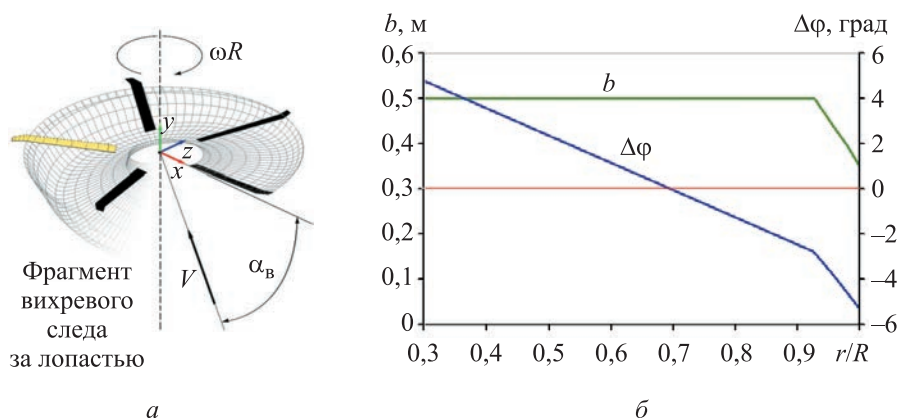


Рис. 1. Схема расчетной модели НВ (а) и характеристики лопасти (б) вертолета

Для исследования области режимов вихревого кольца НВ в скоростных координатах $V_x - V_y$, как и в работе [28], применялась сетка расчетных режимов, включающая более чем 150 точек (рис. 2). Аэродинамические характеристики НВ исследовались при условии постоянной осредненной по времени силы тяги винта. Такой подход, затратный по ресурсам и времени, используется сравнительно редко, но позволяет получить и проанализировать наибольшее число различных критериев режимов вихревого кольца. Сила тяги НВ соответствовала режиму висения вертолета с взлетной массой $G_{взл} = 6800$ кг (коэффициент силы тяги $c_T = 0,015$) при высоте $H = 0$ (МСА). Определенные в процессе расчетов зависимости семи углов установки лопастей НВ $\varphi_7 = f(\alpha_{в}, V_y)$, обеспечивающие указанное значение средней по времени силы тяги, приведены на рис. 3.

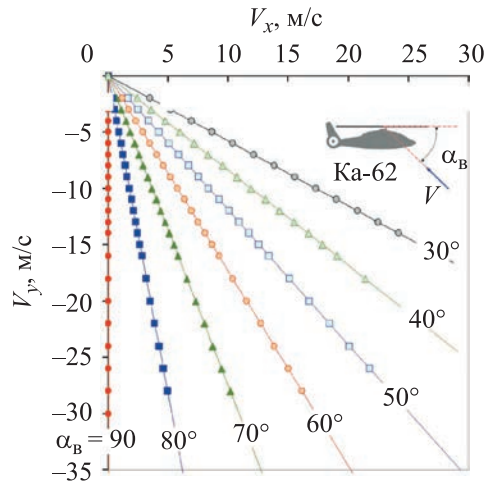


Рис. 2. Сетка расчетных режимов для исследования границ режимов вихревого кольца несущего винта

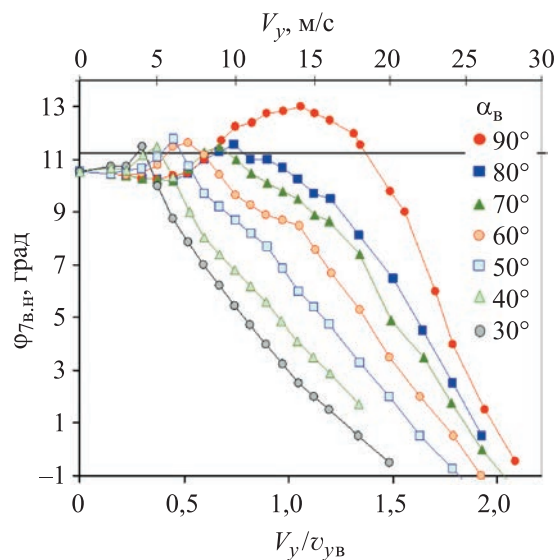


Рис. 3. Потребные углы установки лопастей несущего винта при постоянном коэффициенте силы тяги $c_{T,CP} = 0,015$

Результаты расчетов аэродинамических характеристик несущего винта на режимах крутого снижения. Режим висения является базовой точкой при исследовании режимов вихревого кольца НВ, так как аэродинамические характеристики НВ обычно сравнивают и представляют в относительном виде к режиму висения. Расчетная поляра НВ на висении приведена на рис. 4, а расчетная зависимость относительного КПД на режиме висения — на рис. 5. Визуализация структуры вихревого следа НВ вертолета Ка-62 на висении для

$c_T = 0,015$ представлена на рис. 6 в трех проекциях. Визуализация обтекания несущего винта с помощью линий тока, построенных в плоскости Oux , показана на рис. 7. Наблюдается характерное поджатие вихревого следа и струи за винтом.

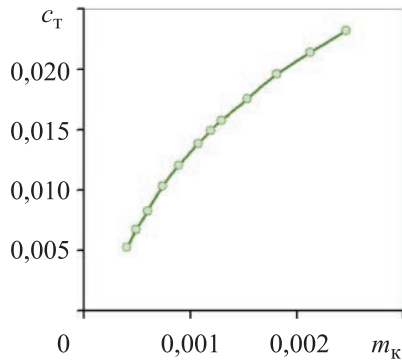


Рис. 4. Расчетная зависимость коэффициента силы тяги от крутящего момента $c_T = f(m_k)$

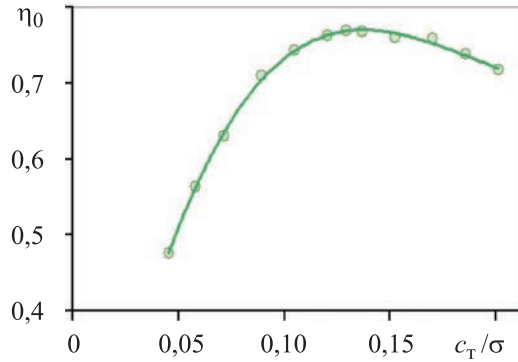


Рис. 5. Расчетная зависимость относительного КПД на режиме висения $\eta_0 = c_T/\sigma$

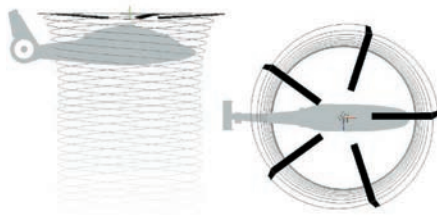


Рис. 6. Визуализация вихревого следа НВ на режиме висения при $c_T = 0,015$

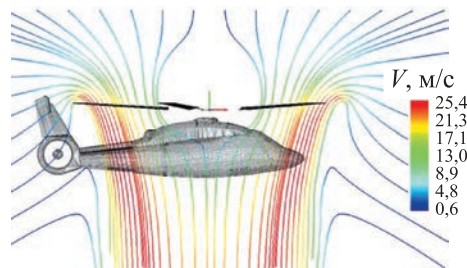


Рис. 7. Визуализация обтекания НВ на режиме висения

Одно из наиболее ярких внешних визуальных проявлений режимов вихревого кольца — специфические картины обтекания винта. Экспериментальная визуализация течения вокруг винта на режимах вихревого кольца и по сей день остается крайне сложной задачей, и ее результаты, несмотря на множество разработанных подходов, весьма ограничены [1, 8, 9]. Расчетная визуализация с применением современных методов вычислительной аэрогидродинамики позволяет получить новые качественные картины обтекания винта на этих режимах. Рассмотрим некоторые расчетные результаты визуализации обтекания НВ вертолета Ка-62 на характерных режимах вихревого кольца.

Результаты визуализации обтекания НВ на режиме с $\alpha_b = 90^\circ$, $V_y = 13$ м/с показаны на рис. 8. Для рассматриваемого винта этот режим является наиболее интенсивным режимом вихревого кольца

при вертикальном снижении без поступательной скорости. На рис. 8, *a* ($\alpha_{\text{в}} = 90^\circ$) видно, что вихревой след сворачивается в тороидальное тело и занимает положение, близкое к плоскости вращения НВ. При этом вокруг винта образуется воздушное тело, ограниченное верхней и нижней границами раздела, с циркуляционным течением внутри (рис. 8, *б*). Формы вихревого следа на данном режиме ($\alpha_{\text{в}} = 90^\circ$, $V_y = 13$ м/с) для разных моментов времени (числа рассчитанных оборотов винта n) показаны на рис. 8, *в*. Здесь хорошо видна нестационарность вихревого следа по времени, которая имеет прямую причинную связь с пульсациями аэродинамических характеристик НВ — наиболее известными признаком и критерием режимов вихревого кольца.

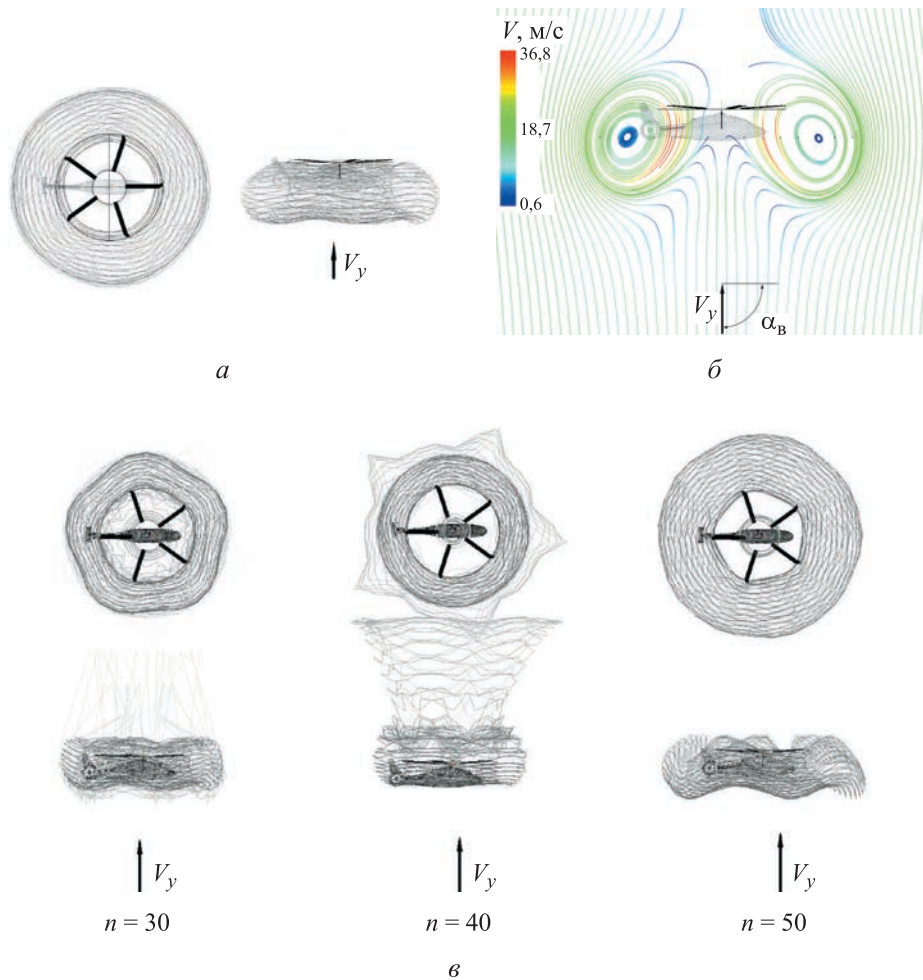


Рис. 8. Визуализация форм вихревого следа и картин обтекания несущего винта на пиковом режиме вихревого кольца при $\alpha_{\text{в}} = 90^\circ$; $V_y = 13$ м/с: *a* — форма вихревого следа НВ при виде сбоку и сверху ($n = \text{const}$); *б* — линии тока в плоскости, перпендикулярной плоскости вращения НВ ($n = \text{const}$); *в* — формы вихревого следа НВ для разных n

Результаты визуализации обтекания НВ на режиме с $\alpha_B = 50^\circ$, $V_y = 6$ м/с представлены на рис. 9. Видно, что на режиме крутого снижения при косом обтекании НВ структура вихревого следа винта на режиме вихревого кольца существенно усложняется. Вихревой след наклоняется относительно плоскости вращения винтов, располагаясь почти перпендикулярно набегающему на винт внешнему потоку V (рис. 9, а). В передней части винта сохраняется четкое циркуляционное течение, а в задней части течение размывается (рис. 9, б). Картины обтекания винта и формы вихревого следа также существенно нестационарны и значительно изменяются по времени (рис. 9, в).

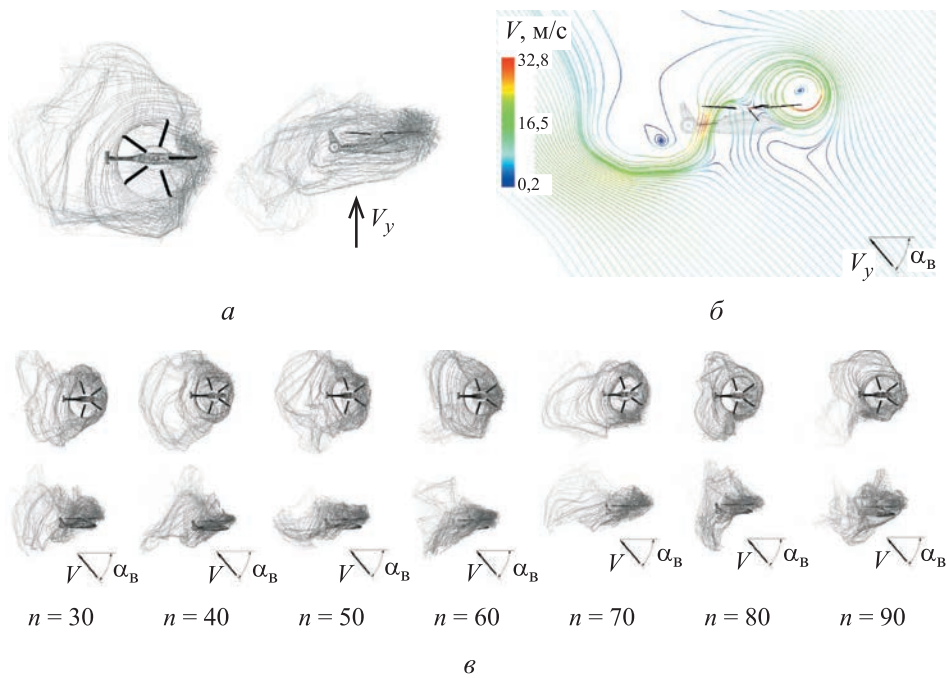


Рис. 9. Визуализация форм вихревого следа и картин обтекания несущего винта на пиковом режиме вихревого кольца при $\alpha_B = 50^\circ$, $V_y = 6$ м/с: а — форма вихревого следа НВ при виде сбоку и сверху ($n = \text{const}$); б — линии тока в плоскости, перпендикулярной плоскости вращения НВ ($n = \text{const}$); в — формы вихревого следа НВ для разных n

Для углов атаки винта $\alpha_B = 90^\circ$; 70° ; 50° и 30° приведены на рис. 10 расчетные зависимости коэффициентов тяги и крутящего момента НВ по времени (от числа рассчитанных оборотов винта n): $c_T = f(n)$ и $m_K = f(n)$. Кроме осредненных кривых (темно-зеленого и темно-синего цвета) представлены мгновенные пульсации, которые из-за большой частоты на графиках сливаются и образуют область вокруг кривых, осредненных за оборот. Видно, что значение осредненной за время работы

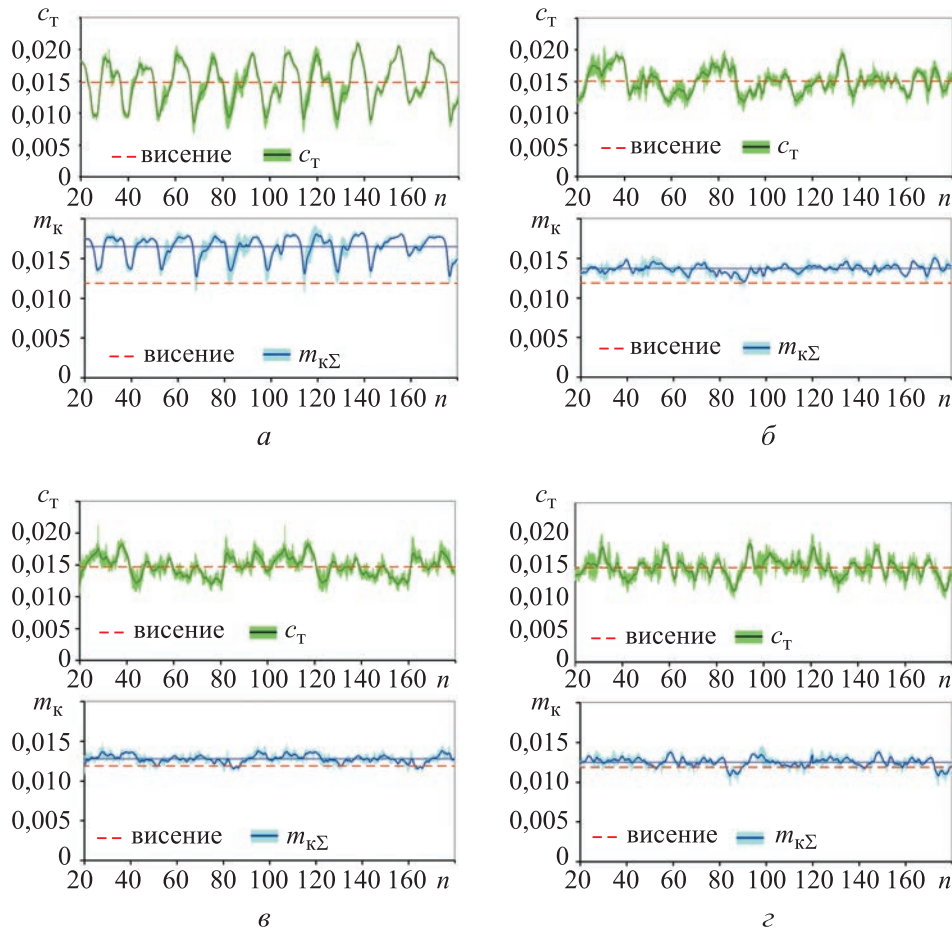


Рис. 10. Зависимости коэффициентов тяги c_T и крутящего момента m_k от числа оборотов винта n на характерных режимах вихревого кольца НВ при значениях $\alpha_b = 90^\circ$, $V_y = 13$ м/с (а); $\alpha_b = 70^\circ$, $V_y = 9$ м/с (б); $\alpha_b = 50^\circ$, $V_y = 6$ м/с (в); $\alpha_b = 30^\circ$, $V_y = 4$ м/с (г)

винта тяга близка к значению тяги на режиме висения, что обеспечивается подбором соответствующих углов установки лопастей (см. рис. 3). Наблюдаемые мгновенные пульсации c_T и m_k связаны с вращением лопастей в сложном несимметричном поле индуктивных скоростей, вызванном несимметрией вихревого следа в конкретный момент времени. Пульсации осредненной за оборот тяги и момента (темно-зеленые и темно-синие кривые) с периодом, достигающем от нескольких единичных до нескольких десятков оборотов винта, связаны с общей эволюцией формы вихревого следа во времени (см. рис. 8, в и 9, в). Пульсации c_T и m_k являются наиболее распространенным критерием идентификации режимов вихревого кольца в расчетных и экспериментальных исследованиях. Как показывают зависимости $m_k = f(n)$, приведенные на рис. 10, в ряде случаев на режиме вихревого кольца значение крутящего момента возрастает, превышая

его значение на режиме висения. Наиболее значительный прирост крутящего момента (мощности) при условии сохранения постоянной средней тяги винта, который наблюдается при $\alpha_b = 90^\circ$, достигает почти 40 % (рис. 10, а). Это также является критерием наличия режима вихревого кольца. В целом, с уменьшением угла атаки винта α_b характерные для режимов вихревого кольца признаки ослабевают: амплитуды пульсаций коэффициентов c_T и m_k , а также рост коэффициента m_k (потребной мощности) становятся ниже, чем на режиме висения.

Анализ суммарных аэродинамических характеристик винта и определение границ области режимов вихревого кольца. Анализ зависимостей различных интегральных аэродинамических характеристик, выполненный для всей совокупности рассмотренных режимов крутого снижения НВ (см. рис. 2), позволяет определить границы режимов вихревого кольца для различных углов атаки α_b в координатах $V_x - V_y$ на базе комплекса различных критериев. В данной работе границы режимов вихревого кольца анализировались на основе предложенного комплекса из пяти основных критериев:

– рост потребного угла установки лопастей (исходя из условия обеспечения средней по времени тяги винта при $c_{T,cp} = 0,015 = \text{const}$) по сравнению с углом на режиме висения, т. е. $\varphi_7 > \varphi_{70}$;

– увеличение коэффициента крутящего момента винта (мощности) по сравнению с этим коэффициентом на режиме висения, т. е. величины относительной мощности m_k/m_{k0} ;

– возрастание значения относительной средней индуктивной скорости в плоскости диска винта по сравнению со значением этой величины на режиме висения, т. е. $\tilde{v}_y = v_y/v_{yb}$ (v_{yb} — средняя индуктивная скорость на режиме висения, определяемая на основе теории идеального винта как $v_{yb} = 0,5\omega R\sqrt{c_T}$);

– принятие, как было указано выше, в расчетах постоянной на всех режимах амплитуды пульсаций коэффициента силы тяги $\Delta c_T/2 = (c_{T,max} - c_{T,min})/2$, выраженной в процентах от средней по времени тяги винта $c_T = 0,015$;

– определение значения амплитуды пульсаций коэффициента крутящего момента (мощности) винта $\Delta m_k/2 = (m_{k,max} - m_{k,min})/2$, выраженной в процентах от крутящего момента винта на режиме висения m_{k0} .

Таким образом, для анализа границ режимов вихревого кольца необходимо рассчитать и проанализировать зависимости указанных выше величин по скорости вертикального снижения V_y при различных фиксированных углах атаки винта α_b .

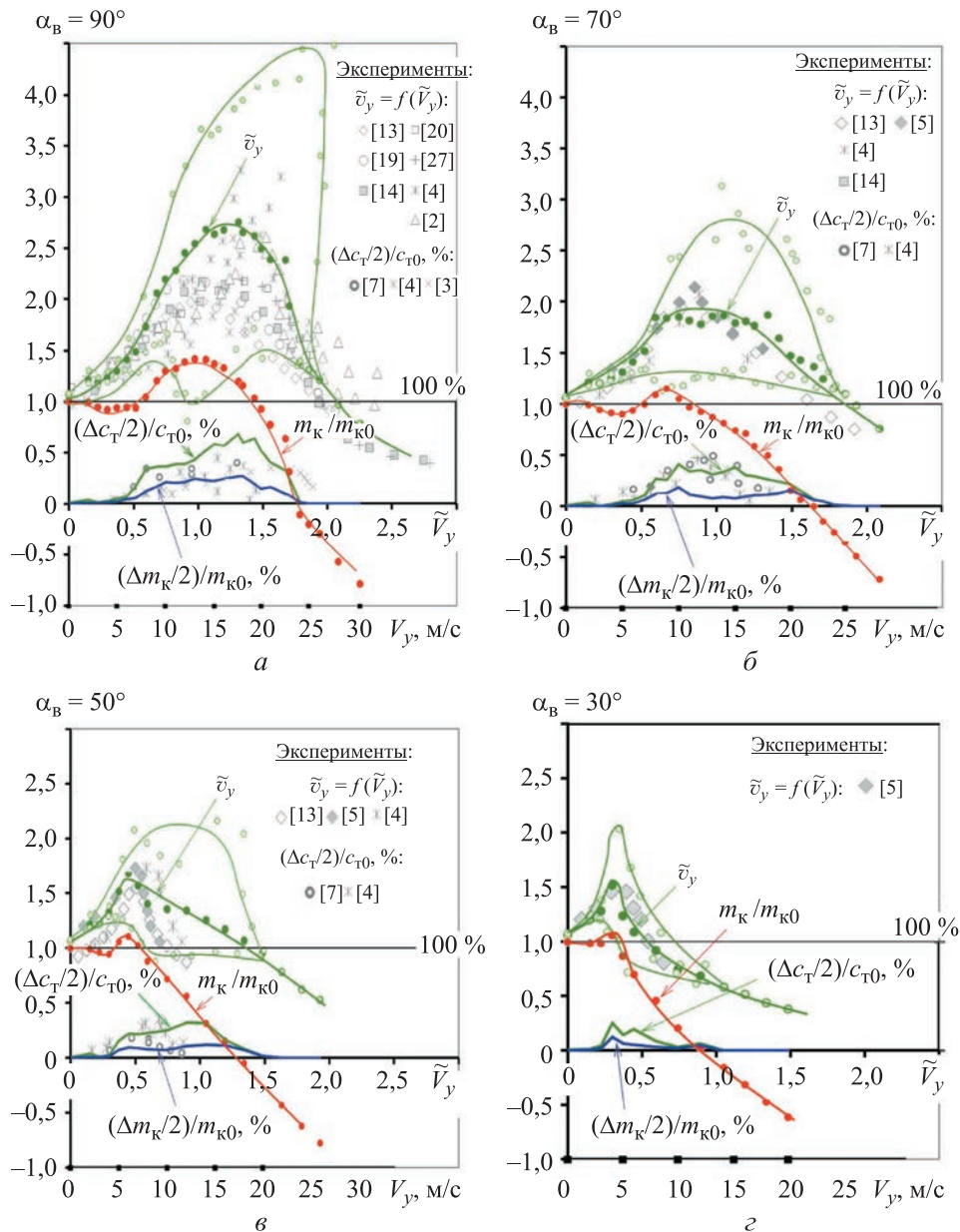


Рис. 11. Сводные диаграммы аэродинамических характеристик несущего винта на режимах крутого снижения, включая режимы вихревого кольца при углах атаки винта α_B , равных, град.: 90 (а), 70 (б), 50 (в) и 30° (г)

Сводные диаграммы зависимостей основных аэродинамических характеристик несущего винта вертолета Ка-62 для четырех рассмотренных углов атаки приведены на рис. 11. Каждая из них включает зависимости $\Delta \bar{c}_T/2 = f(V_y, \tilde{V}_y)$; $\Delta \bar{m}_K/2 = f(V_y, \tilde{V}_y)$; $m_K/m_{K0} = f(V_y, \tilde{V}_y)$; $\tilde{v}_y = f(V_y, \tilde{V}_y)$. Зависимости $\varphi_7 = f(V_y, \tilde{V}_y)$ были приведены выше на рис. 3.

Отметим, что зависимость $\tilde{v}_y = f(V_x, \tilde{V}_y)$ представлена в виде области, ограниченной кривыми верхней и нижней границ. Указанный разброс значений индуктивной скорости $v_{yв}$ обусловлен пульсациями коэффициента силы тяги винта по времени. Таким образом, на основе анализа диаграмм на рис. 3 и 11 можно определить границы режимов вихревого кольца в координатах относительных скоростей $\tilde{V}_x - \tilde{V}_y$, в которых обычно и сравнивают между собой разные винты.

По диаграммам, представленным на рис. 11, видно, что значения средней индуктивной скорости \tilde{v}_y и относительной мощности m_k/m_{k0} с увеличением скорости вертикального снижения в определенный момент начинают возрастать, превышая свои значения на режиме висения. Также растут амплитуды пульсаций коэффициентов c_T и m_k , что является признаком режимов вихревого кольца. Когда они, достигнув максимума, начинают падать, винт выходит из режимов вихревого кольца. Наибольшие значения индуктивных скоростей, относительной мощности, амплитуд пульсаций силы тяги и крутящего момента винта наблюдаются при вертикальном снижении, т. е. при $\alpha_b = 90^\circ$ (рис. 11, а), а с уменьшением углов атаки до $\alpha_b = 70^\circ$ (рис. 11, б), $\alpha_b = 50^\circ$ (рис. 11, в) и $\alpha_b = 30^\circ$ (рис. 11, г) экстремумы у этих кривых также существенно уменьшаются. Если задать ряд пороговых значений для каждого из критериев, можно построить области в координатах $V_x - V_y$, которые в дальнейшем послужат источником для определения границ режимов вихревого кольца.

Кроме результатов расчетов, выполненных в данной работе, на рис. 11 представлены и результаты экспериментальных исследований различных авторов [2–7, 13, 14, 20, 27], причем все они для обеспечения возможности сравнения построены для безразмерной относительной скорости \tilde{V}_y . В целом результаты расчетов удовлетворительно согласуются с данными экспериментов. При этом виден значительный разброс характеристик, полученных в разных экспериментальных исследованиях, о чем было отмечено выше.

Итоговая диаграмма с нанесенными на нее областями, соответствующими различным пороговым значениям аэродинамических характеристик, построенная одновременно в двух совмещенных системах координат: размерных скоростей $V_x - V_y$ и безразмерных скоростей $\tilde{V}_x - \tilde{V}_y$, представлена на рис. 12.

Были использованы следующие пороговые значения критериев границ режимов вихревого кольца:

критерий возрастания потребного угла установки лопастей $\varphi_7/\varphi_{70} > 1$;

критерий роста относительной потребной мощности $m_k/m_{k0} > 1$ и $m_k/m_{k0} > 1,1$;

критерий повышения безразмерной средней индуктивной скорости в плоскости диска винта $\tilde{v}_y > 1,25$; $\tilde{v}_y > 1,5$ и $\tilde{v}_y > 2$;

критерий роста амплитуды пульсаций коэффициента силы тяги винта $\Delta \bar{c}_T/2 > 10\%$, $\Delta \bar{c}_T/2 > 20\%$ и $\Delta \bar{c}_T/2 > 30\%$;

критерий роста амплитуды пульсаций коэффициента крутящего момента винта $\Delta \bar{m}_K/2 > 5\%$, $\Delta \bar{m}_K/2 > 10\%$ и $\Delta \bar{m}_K/2 > 15\%$.

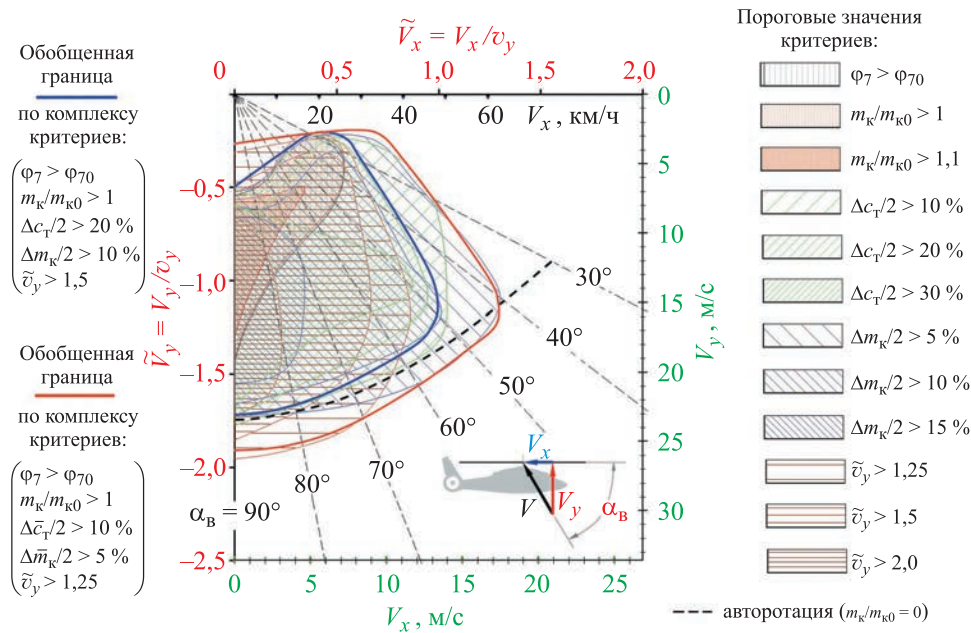


Рис. 12. Расчетные аэродинамические характеристики несущего винта вертолета Ка-62 в координатах $\tilde{V}_x - \tilde{V}_y$ на режимах крутого снижения

Представленная диаграмма позволяет оценить сочетания скоростей, при которых возникают тот или иной признак режимов вихревого кольца и его интенсивность. Каждый из этих признаков связан с определенными явлениями, наблюдаемыми в летных испытаниях. Так, пульсации аэродинамических характеристик и нестационарное обтекание винта вызывают тряску, вибрации вертолета и размытие конуса лопастей винта. Рост потребляемой мощности (и связанные с ним рост индуктивной скорости и увеличение потребных углов установки лопастей) при ее нехватке вызывает резкую просадку вертолета по высоте. Также по представленной диаграмме можно определить область наиболее интенсивных режимов вихревого кольца, в которой пересекаются одновременно наибольшее число областей с наибольшими значениями каждого из критериев. По различным критериям и их пороговым значениям можно провести обобщенные границы, которые

отмечают области режимов вихревого кольца с различной интенсивностью, для примера две такие обобщенные границы приведены на рис. 12.

Как было отмечено выше, если сопоставить границы режимов вихревого кольца, представленные в разной литературе [1, 4, 6, 13–15, 19, 27], то выяснится, что они значительно отличаются друг от друга. Некоторые из таких границ в координатах $\tilde{V}_x - \tilde{V}_y$ представлены на рис. 13.

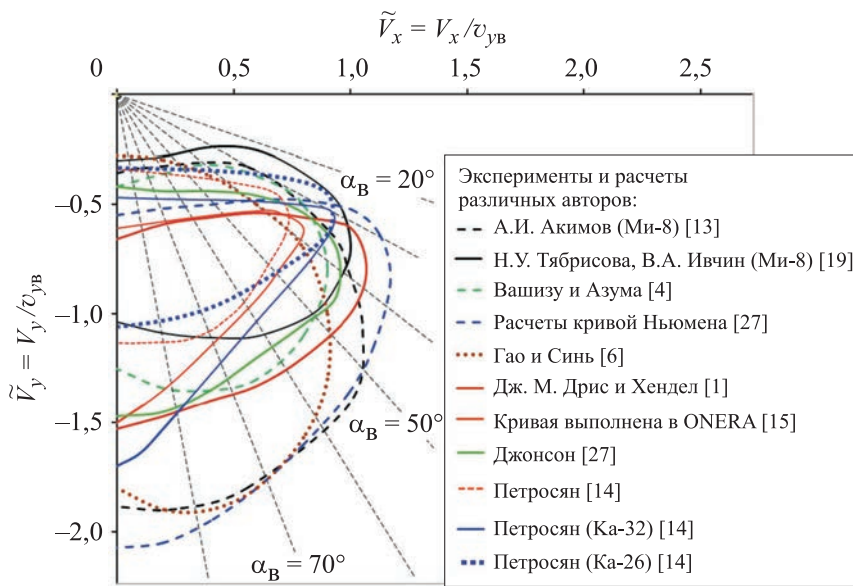


Рис. 13. Представленные в координатах $\tilde{V}_x - \tilde{V}_y$ границы режимов вихревого кольца, полученные разными авторами

Кривая А.И. Акимова [13], построенная на базе летных испытаний вертолета Ми-8, ограничивает область, за пределами которой он совершал полет без различных особенностей, характерных для режимов вихревого кольца. Кривая из работы Н.У. Тябрисовой и В.А. Ивчина [19] также получена для НВ вертолета Ми-8, но только расчетным методом. Она ограничивает область, где резко меняется градиент потребного угла общего шага НВ по скорости снижения. Причем в этой области не учитывается ряд других эффектов, по которым определяют область режимов вихревого кольца, таких как пульсации аэродинамических характеристик. Поэтому она существенно отличается от предыдущей области, представленной в [13]. Кривая, приведенная в работе Вашизу и Азума [4], получена в эксперименте с модельным винтом, где в качестве критерия используется пороговый уровень амплитуды пульсаций силы тяги, равный 15 %. Кривая Ньюмана [27]

построена на основе анализа отбрасываемого винтом вихревого следа и структуры потока. В работе [6] использована полученная ранее полуэмпирическая граница, модифицированная на основе собственного эксперимента, сфокусированного на анализе определенных снижения тяги и ее пульсаций в режимах вихревого кольца. Дж. М. Дрис и У.П. Хендал построили экспериментальную границу на основе анализа визуализации картин обтекания модели вертолета и ее неустойчивого с точки зрения управления поведения в режимах вихревого кольца [1]. Кривая, выполненная в ONERA [15], базируется на летных испытаниях вертолета Дофен, а кривая У. Джонсона [12] — на базе разработанной им модели динамики [27].

Экспериментальная кривая границы режимов вихревого кольца, приведенная в монографии Э.А. Петросяна [14], получена на базе эксперимента, проведенного в ЦАГИ В.Ф. Антроповым, Ф.Н. Павлиди и В.А. Аникиным [14, 21]. В качестве критерия анализируется падение тяги НВ при его фиксированном шаге. Кривые для вертолетов Ка-32 и Ка-26, также представленные в [14], получены путем обработки данных летных испытаний. Здесь обращает на себя внимание, что нагрузка на винт оказывает значительное влияние на величину области режимов вихревого кольца, особенно на ее нижнюю границу. Таким образом, на рис. 13 виден заметный разброс представленных границ режимов вихревого кольца. Разница в подходах и критериях, применяемых к определению границ режимов вихревого кольца, значительно затрудняет их обобщение и использование.

Для сравнения с представленными выше экспериментальными данными на рис. 14 показаны расчетные границы режимов вихревого кольца для НВ вертолета Ка-62. Можно сопоставить границу, приведенную в работе [4] для 15%-ной амплитуды пульсаций тяги, с расчетной границей. Наблюдается достаточно удовлетворительное согласование, а имеющиеся различия можно объяснить разными условиями испытаний и параметрами винтов. Обобщенная расчетная кривая границы режимов вихревого кольца НВ Ка-62, взятая по минимальным пороговым значениям комплекса критериев (см. красную кривую на рис. 12), может быть сопоставлена с кривой, полученной А.И. Акимовым [13]. Эта кривая описывает область, внутри которой наблюдаются особенности поведения вертолета, связанные с различными эффектами режимов вихревого кольца. Таким образом, расчетная обобщенная кривая описывает приблизительно такую же область, внутри которой особенности аэродинамических характеристик (которые, очевидно, и вызывают наблюдаемые в летных испытаниях эффекты) имеют достаточно высокие значения. Кроме того, для сравнения приведена кривая Ньюмана [27], которая описывает наибольшую по размерам границу из представленных на рис. 12. Здесь также наблюдается удовлетворительное совпадение.

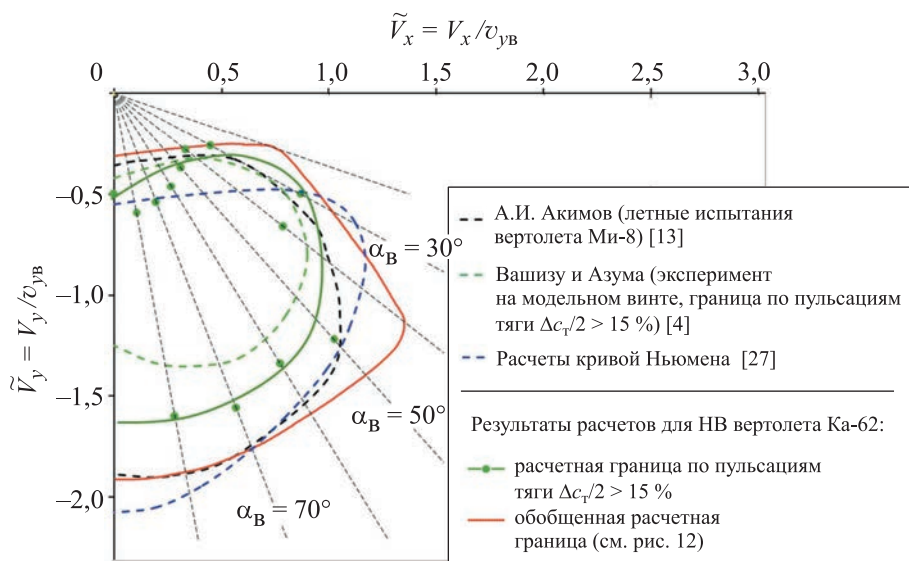


Рис. 14. Расчетные границы режимов вихревого кольца несущего винта вертолета Ка-62 и полученные экспериментальные данные

Заключение. Выполнены расчетные исследования аэродинамических характеристик несущего винта вертолета Ка-62 на режимах вертикального и крутого снижения ($\alpha_B = 90...30^\circ$ и $V_y = 0...30$ м/с) при постоянном коэффициенте тяги $c_T = 0,015$ (взлетная масса $G_{взл} = 6800$ кг при высоте $H = 0$ (МСА)). Получен большой объем данных по аэродинамике несущего винта вертолета на режимах вихревого кольца, включающий особенности обтекания, интегральные аэродинамические характеристики и характер их изменения на различных режимах крутого снижения. На базе анализа полученных аэродинамических характеристик по комплексу из пяти различных критериев построены многокритериальные границы области режимов вихревого кольца НВ вертолета Ка-62 в относительных скоростных координатах $\tilde{V}_x - \tilde{V}_y$.

Проведен сравнительный анализ имеющихся экспериментальных и расчетных границ режимов вихревого кольца, приведенных различными авторами, между собой и с результатами, полученными для НВ вертолета Ка-62. Результаты сравнения показали отсутствие универсальных границ режимов вихревого кольца и невозможность их переноса на винты с различными геометрическими и кинематическими характеристиками даже при условии использования относительных скоростных координат $\tilde{V}_x - \tilde{V}_y$.

Подтверждена необходимость отдельных исследований границ области режимов вихревого кольца конкретных винтов с учетом их индивидуальных характеристик. Показана важность использования

методов, дающих возможность получить и проанализировать как можно большее число различных аэродинамических характеристик винта. Представлен сформированный комплекс критериев, предназначенный для выполнения многокритериального анализа границ режимов вихревого кольца, и продемонстрирована перспективность его применения.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Drees J.M., Hendal W.P. The field of flow through a helicopter rotor obtained from wind tunnel smoke tests. *Journal of Aircraft Engineering*, 1951, vol. 23 (266), pp. 107–111.
- [2] Castles J., Gray R.B. Empirical relation between induced velocity, trust, and rate of descent of helicopter rotors as determined by wind-tunnel tests on four model rotors. *NASA TN-2474*, October 1951.
- [3] Yaggy P.F., Mort K.W. Wind-tunnel tests of two VTOL propellers in descent. *NASA TN D-1766*, March 1963.
- [4] Washizu K. et al. Experiments on a model helicopter rotor operating in the vortex ring state. *Journal of Aircraft*, 1966, vol. 3, iss. 3, pp. 225–230.
- [5] Empey R.W., Ormiston R.A. Tail-rotor thrust on a 5.5-foot helicopter model in ground effect. In: *American Helicopter Society 30th Annual National V/STOL Forum*. Washington, D.C., May 1974, 13 p.
- [6] 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.
- [7] Betzina M.D. Tilt-rotor descent aerodynamics: a small-scale experimental investigation of vortex ring state. In: *American Helicopter Society 57th Annual Forum*, Washington, D.C., May 2001, 12 p.
- [8] Green R.B., Gillies E.A., Brown R.E. The flow field around a rotor in axial descent. *Journal of Fluid Mechanics*, 2005, vol. 534, pp. 237–261.
- [9] 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.
- [10] Brotherhood P. Flow through a helicopter rotor in vertical descent. *Aeronautical Research Council, R&M no. 2735*, July 1949.
- [11] Stewart W. Helicopter behaviour in the vortex-ring conditions. *Aeronautical Research Council, R&M No. 3117*, November 1951.
- [12] Yeates J.E. Flight measurements of the vibration experienced by a tandem helicopter in transition, vortex-ring state, landing approach, and yawed flight. *NASA TN 4409*, September 1958.
- [13] Акимов А.И. *Аэродинамика и летные характеристики вертолетов*. Москва, Машиностроение, 1988, 144 с.
- [14] Петросян Э.А. *Аэродинамика соосного вертолета*. Москва, Полигон-Пресс, 2004, 820 с.
- [15] Jimenez J., Desopper A., Taghizad A., Binet L. Induced velocity model in steep descent and vortex-ring state prediction. In: *27th European Rotorcraft Forum*. Moscow, Russia, September 2001.
- [16] Вождаев Е.С. Теория несущего винта на режимах вихревого кольца. *Труды ЦАГИ, вып. 1184*. Москва, 1970, 18 с.
- [17] Шайдаков В.И. Теоретические исследования работы несущего винта вертолета на режимах вертикального снижения. *Известия вузов. Авиационная техника*, 1960, № 1, с. 43–51.

- [18] Белоцерковский С.М., Локтев Б.Е., Ништ М.И. *Исследование на ЭВМ аэродинамических и упругих характеристик винтов вертолета*. Москва, Машиностроение, 1992, 224 с.
- [19] Тябрисова Н.У., Ивчин В.А. Математическое моделирование индуктивных скоростей при положительных углах атаки несущего винта и расчет границ «вихревого кольца». *Труды МВЗ им. М.Л. Миля*. Москва, 1997, с. 97–106.
- [20] Leishman J.G., Bhagwat M.J., Ananthan S. Free-vortex wake predictions of the vortex ring state for single rotor and multi-rotor configurations. In: *American Helicopter Society 58th Annual Forum*, June 11–13, 2002, Montreal, Canada. 30 p.
- [21] Аникин В.А., Павлиди Ф.Н. Особенности аэродинамики несущих винтов на режимах снижения и торможения вертолета. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2004, № 9, с. 52–59.
- [22] Celi R., Ribera M. Time marching simulation modeling in axial descending through the vortex ring state. In: *American Helicopter Society 63th Annual Forum*, May 1–3, 2007, Virginia Beach, USA, 32 p.
- [23] 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.
- [24] Ahlin G.A., Brown R.E. Wake structure and kinematics in the vortex ring state. *Journal of the American Helicopter Society*, 2009, vol. 54, no. 3, pp. 1–18.
- [25] Mohd R.N., Barakos G.N. Performance and wake analysis of rotors in axial flight using computational fluid dynamics. *Journal of Aerospace Technologies and Management*, 2017, vol. 9, no. 2, pp. 193–202.
- [26] Kinzel M.P., Cornelius J.K., Schmitz S., Palacios J., Langelaan J.W., Adams D.S., Lorenz R.D. An investigation of the behavior of a coaxial rotor in descent and ground effect. In: *AIAA Scitech 2019 Forum*. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2019, San Diego, USA. <https://doi.org/10.2514/6.2019-1098>
- [27] Johnson W. Model for vortex ring state influence on rotorcraft flight dynamics. *NASA/TP-2005-213477*. Ames Research Center, Moffett Field, California, 2005, 61 p.
- [28] Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И., Шайдаков В.И. Расчетные исследования режимов крутого снижения несущего винта на базе нелинейной лопастной вихревой модели. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*, 2019, № 2, с. 68–77.
- [29] 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.
- [30] 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. 82–95.
- [31] 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, iss. 5, pp. 666–683.
- [32] 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 (IREASE)*, 2022, vol. 15, iss. 2, pp. 181–191.

Статья поступила в редакцию 14.11.2023

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Макеев П.В., Игнаткин Ю.М., Шомов А.И., Селеменев С.В. Численное моделирование и анализ границ режимов «вихревого кольца» несущего винта вертолета Ка-62. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 1.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2024-1-2330>

Макеев Павел Вячеславович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Проектирование вертолетов» МАИ; автор более 100 научных работ. Область научных интересов: аэродинамика летательных аппаратов, аэродинамика вертолета, численное моделирование аэродинамики. e-mail: makeevpv@mai.ru

Игнаткин Юрий Михайлович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Проектирование вертолетов» МАИ; автор более 150 научных работ. Область научных интересов: аэродинамика вертолета, экспериментальная аэродинамика, численное моделирование аэродинамики. e-mail: k102@mai.ru

Шомов Александр Иванович — канд. техн. наук, главный конструктор по направлению НКЦ ПП ВКЛА АО «НЦВ Миль и Камов»; автор более 100 научных работ. Область научных интересов: аэродинамика и динамика полета вертолета, численное моделирование. e-mail: a.shomov@nhc.aero

Селеменев Сергей Витальевич — техн. руководитель КБ 3.3 АО «НЦВ Миль и Камов»; автор более 100 научных работ. Область научных интересов: аэродинамика вертолета и аэроакустика. e-mail: s.selemenev@kamov.ru

Numerical simulation and analysis of the vortex ring state boundaries of the Ka-62 helicopter main rotor

© P.V. Makeev¹, Yu.M. Ignatkin¹, A.I. Shomov², S.V. Selemenev²

¹ Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, 125993, Russian Federation

² JSC Mil and Kamov National Helicopter Engineering Center,
Moscow region, Tomilino, 140070, Russian Federation

The paper presents results of studying aerodynamic characteristics of the Ka-62 helicopter main rotor in the vortex ring states. A nonlinear bladed vortex rotor model developed at the Department of Helicopter Design of the Moscow Aviation Institute was used. The vertical and steep descent modes were considered for the main rotor angles of attack in the range of 90...30 degrees and vertical descent velocities of 0...30 m/s at the constant time-averaged value of the thrust coefficient of 0.015.. A large amount of data was obtained, including flow patterns around the main rotor, integral aerodynamic characteristics and nature of their alterations in various modes of the steep descent. Based on analyzing the obtained aerodynamic characteristics, boundaries of the vortex ring states were constructed in the $V_x - V_y$ velocity coordinates using a complex that included a number of special criteria. The results obtained were compared with the available experimental data. Importance of studying the boundaries of the vortex ring state zone for specific propellers is demonstrated taking into account their individual characteristics. The results obtained significantly complement the existing experience of experimental and numerical research in this area.

Keywords: main rotor, nonlinear vortex model, vortex ring states, aerodynamic characteristics, vortex ring state boundaries

REFERENCES

- [1] 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, vol. 23, no. 266, pp. 107–111.
- [2] Castles J., Gray R.B. Empirical relation between induced velocity, trust, and rate of descent of a helicopter rotors as determined by wind-tunnel tests on four model rotors. *NASA TN-2474*, October 1951.
- [3] Yaggy P.F., Mort K.W. Wind-tunnel tests of two VTOL propellers in descent. *NASA TN D-1766*, March 1963.
- [4] Washizu K. et al. Experiments on a model helicopter rotor operating in the vortex ring state. *Journal of Aircraft*, 1966, vol. 3, iss. 3, pp. 225–230.
- [5] Empey R.W., Ormiston R.A. Tail-rotor thrust on a 5.5-foot helicopter model in ground effect. In: *American Helicopter Society 30th Annual National V/STOL Forum*. Washington, D.C., May 1974, 13 p.
- [6] 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.
- [7] Betzina M.D. Tiltrotor descent aerodynamics: A small-scale experimental investigation of vortex ring state. In: *American Helicopter Society 57th Annual Forum*, Washington, D.C., May 2001, 12 p.
- [8] Green R.B., Gillies E.A., Brown R.E. The flow field around a rotor in axial descent. *Journal of Fluid Mechanics*, 2005, vol. 534, pp. 237–261.
- [9] 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.

- [10] Brotherhood P. Flow through a helicopter rotor in vertical descent. *Aeronautical Research Council, R&M No. 2735*, July 1949.
- [11] Stewart W. Helicopter behaviour in the vortex-ring conditions. *Aeronautical Research Council, R&M No. 3117*, November 1951.
- [12] Yeates J.E. Flight measurements of the vibration experienced by a tandem helicopter in transition, vortex-ring state, landing approach, and yawed flight. *NASA TN 4409*, September 1958.
- [13] Akimov A.I. *Aerodinamika i letnye kharakteristiki vertoletov* [Aerodynamics and performance of helicopters]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988, 144 p.
- [14] Petrosyan E.A. *Aerodinamika soosnogo vertoleta* [Aerodynamics of coaxial helicopter]. Moscow, Poligon-Press Publ., 2004, 820 p.
- [15] Jimenez J., Desopper A., Taghizad A., Binet L. Induced velocity model in steep descent and vortex-ring state prediction. In: *27th European Rotorcraft Forum*. Moscow, Russia, September 2001.
- [16] Vozhdaev E.S. Teoriya nesushchego vinta na rezhimakh vikhrevogo koltsa [Theory of a main rotor in vortex ring modes]. *Trudy TsAGI* (Proceedings of TsAGI), iss. 1184. Moscow, 1970, 18 p.
- [17] Shaidakov V.I. Teoreticheskie issledovaniya raboty nesushchego vinta vertoleta na rezhimakh vertikalnogo snizheniya [Theoretical studies of the helicopter main rotor operation in the vertical descent modes]. *Izvestiya vuzov. Aviatsionnaya tekhnika — Russian Aeronautics*, 1960, no. 1, pp. 43–51.
- [18] Belotserkovsky S.M., Loktev B.E., Nisht M.I. *Issledovanie na EVM aerodinamicheskikh i uprugikh kharakteristik vertoletov* [Computer-aided research of the aerodynamic and elastic properties of the helicopter rotors]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992, 224 p.
- [19] Tyabrisova N.U., Ivchin V.A. Matematicheskoe modelirovanie induktivnykh skorostey pri polozhitelnykh uglakh ataki nesushchego vinta i raschet granits “vikhrevogo koltsa” [Mathematical modeling of induced velocities at positive angles of attack of the main rotor and calculation of the “vortex ring” boundaries]. *Trudy MVZ im. M.L. Milya* (Proceedings of the Mil MVZ). Moscow, 1997, pp. 97–106.
- [20] Leishman J.G., Bhagwat M.J., Ananthan S. Free-vortex wake predictions of the vortex ring state for single rotor and multi-rotor configurations. In: *American Helicopter Society 58th Annual Forum*, June 11–13, 2002, Montreal, Canada, 30 p.
- [21] Anikin V.A., Pavlidi F.N. Osobennosti aerodinamiki nesushchikh vintov na rezhimakh snizheniya i tormozheniya vertoleta [Features of the rotor aerodynamics in helicopter descent and braking modes]. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskii zhurnal “Polet” — All-Russian Scientific-Technical Journal “Polyot” (“Flight”)*, 2004, no. 9, pp. 52–59.
- [22] Celi R., Ribera M. Time marching simulation modeling in axial descending through the vortex ring state. In: *American Helicopter Society 63th Annual Forum*, May 1–3, 2007, Virginia Beach, USA, 32 p.
- [23] Krimskiy V.S., Shcheglova V.M. Issledovanie vikhrevoy sistemy i induktivnykh skorostey nesushchego vinta na rezhimakh viseniya i krytogo planirovaniya [The investigation of rotors’ inflow and main rotors’ induced velocity at hover and at steep descent]. *Nauchnyi vestnik MGTU GA — Civil Aviation High Technologies*, 2014, no. 200, pp. 86–90.
- [24] Ahlin G.A., Brown R.E. Wake structure and kinematics in the vortex ring state. *Journal of the American Helicopter Society*, 2009, vol. 54, no. 3, pp. 1–18.
- [25] Mohd R.N., Barakos G.N. Performance and wake analysis of rotors in axial flight using computational fluid dynamics. *Journal of Aerospace Technologies and Management*, 2017, vol. 9, no. 2, pp. 193–202.

- [26] Kinzel M.P., Cornelius J.K., Schmitz S., Palacios J., Langelaan J.W., Adams D.S., Lorenz R.D. An investigation of the behavior of a coaxial rotor in descent and ground effect. *AIAA Scitech 2019 Forum*. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2019, San Diego, USA. <https://doi.org/10.2514/6.2019-1098>
- [27] Johnson W. Model for vortex ring state influence on rotorcraft flight dynamics. *NASA/TP-2005-213477*. Ames Research Center, Moffett Field, California, 2005, 61 p.
- [28] Ignatkin Y.M., Makeev P.V., Shaidakov V.I., Shomov A.I. Raschetnye issledovaniya rezhimov krutogo snizheniya nesushchego vinta na baze nelineynoy lopastnoy vikhrevoy modeli [Computational research of the main rotor hover and vertical descent states based on the nonlinear blade vortex model]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Aviatsionnaya tekhnika — Russian Aeronautics*, 2019, no. 2, pp. 68–77.
- [29] Ignatkin Y.M., Makeev P.V., Shomov A.I., Grevtsov B.S. Nelineynaya lopastnaya vikhrevaya teoriya vinta i ee prilozheniya dlya rascheta aerodinamicheskikh kharakteristik nesushchikh i rulevykh vintov vertoleta [Nonlinear blade vortex theory of a rotor and its applications for calculating aerodynamic characteristics of the helicopter main and tail rotors]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 5, pp. 24–31.
- [30] Makeev P.V., Ignatkin Y.M. Vliyaniye geometricheskoy komponovki na aerodinamicheskie kharakteristiki nesushchego vinta na rezhimakh “vikhrevogo koltsa” [The influence of geometric layout on aerodynamic characteristics of the main rotor in the “vortex ring” modes]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 2, pp. 82–95.
- [31] 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, iss. 5, pp. 666–683.
- [32] 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 (IREASE)*, 2022, vol. 15, iss. 2, pp. 181–191.

Makeev P.V., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Helicopter Design, Moscow Aviation Institute; author of more than 100 scientific papers. Scientific interests: aircraft aerodynamics, helicopter aerodynamics, aerodynamics numerical simulation. e-mail: makeevpv@mai.ru

Ignatkin Yu.M., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Helicopter Design, Moscow Aviation Institute; author of more than 150 scientific papers. Scientific interests: experimental aerodynamics, helicopter aerodynamics, aerodynamics numerical simulation. e-mail: k102@mai.ru

Shomov A.I., Cand. Sc. (Eng.), Chief Designer, JSC Mil and Kamov National Helicopter Engineering Center; author of more than 100 scientific papers. Scientific interests: helicopter aerodynamics, experimental aerodynamics, aerodynamics numerical simulation. e-mail: a.shomov@rhs.aero

Selemenev S.V., Technical Director, DB 3.3, JSC Mil and Kamov National Helicopter Engineering Center; author of more than 100 scientific papers. Scientific interests: helicopter aerodynamics and aeroacoustics. e-mail: s.selemenev@kamov.ru