

УДК 629.735

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-80-93

## Расчетные исследования аэродинамических характеристик соосного несущего винта вертолета Ка-226Т на режимах «вихревого кольца»

П.В. Макеев<sup>1</sup>, Ю.М. Игнаткин<sup>1</sup>, А.И. Шомов<sup>2</sup>, С.В. Селеменев<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Московский авиационный институт, г. Москва, Россия

<sup>2</sup>АО «НЦВ Миль и Камов», пос. Томилино, Московская область, Россия

**Аннотация:** Режимы «вихревого кольца» наблюдаются при обтекании винта с положительными углами атаки. Для несущего винта эти условия реализуются при крутом снижении вертолета с малыми скоростями. Режимы «вихревого кольца» винта сопровождаются рядом характерных явлений, связанных с поведением его аэродинамических характеристик, в том числе явлений негативного характера. К последним относятся прежде всего снижение тяги винта, рост потребной мощности, пульсации тяги и крутящего момента, неустойчивое маховое движение лопастей и др. С точки зрения пилотирования вертолета они выражаются в резкой потере высоты, росте расходов управления, высоком уровне вибраций, «размытии» конуса вращения лопастей, ухудшении управляемости. Все это определяет актуальность исследований данных режимов и важность практической реализации задачи определения их границ. В последнее время в связи с бурным развитием вычислительной техники и совершенствованием расчетных моделей появляется возможность выполнять численные исследования аэродинамических характеристик винтов на режимах «вихревого кольца». В работе представлены результаты исследований аэродинамических характеристик соосного несущего винта вертолета Ка-226Т на режимах крутого снижения в области режимов «вихревого кольца». Рассмотрены углы атаки винта  $\alpha_B = 90...30^\circ$  и диапазон скоростей вертикального снижения  $V_y = 0...26$  м/с. Использована оригинальная нелинейная лопастная вихревая модель винта, разработанная в Московском авиационном институте (МАИ). Рассчитаны суммарные и распределенные аэродинамические характеристики винта. Проанализированы формы вихревого следа и картины обтекания винта. Построены границы режимов «вихревого кольца» в скоростных координатах « $V_x - V_y$ » по различным критериям, отражающим известные особенности данных режимов. Полученные результаты существенно дополняют имеющийся опыт экспериментальных и численных исследований в данной области.

**Ключевые слова:** соосный несущий винт, нелинейная вихревая модель, висение, крутое снижение, режимы «вихревого кольца», аэродинамические характеристики, границы режимов «вихревого кольца».

**Для цитирования:** Макеев П.В. Расчетные исследования аэродинамических характеристик соосного несущего винта вертолета Ка-226Т на режимах «вихревого кольца» / П.В. Макеев, Ю.М. Игнаткин, А.И. Шомов, С.В. Селеменев // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 2. С. 80–93. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-80-93

## Computational investigations of Ka-226T helicopter coaxial rotor aerodynamics in the vortex ring state

P.V. Makeev<sup>1</sup>, Yu.M. Ignatkin<sup>1</sup>, A.I. Shomov<sup>2</sup>, S.V. Selemenev<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Moscow Aviation Institute (MAI), Moscow, Russia

<sup>2</sup> JSC “Russian Helicopters”, Tomilino, Moscow Region, Russia

**Abstract:** The vortex ring states are observed when the rotor is flowed at positive angles of attack. For the main rotor, these conditions are realized during a steep descent of the helicopter at low speeds. The rotor vortex ring states are affected by significant phenomena related to the behavior of its aerodynamics, including negative phenomena. The latter is, firstly, referred to decrease in rotor thrust, increase in the required power, pulsations of thrust and torque, unsteady flapping blade motion, etc. In terms of helicopter piloting, it means a sharp loss of altitude, increase in the control force, a high level of vibration, defocusing attenuation of rotor spinning cone, as well as controllability deterioration. All these factors determine the relevance of research on these modes and the importance of solving a problem of defining their boundaries. Recently, due to the rapid development of computer

technologies and computational models, it has become practical to perform numerical research of the rotor aerodynamics in vortex ring states. The paper presents the study results of Ka-226T helicopter coaxial rotor aerodynamics in steep descent modes in the field of vortex ring states. The angles of rotor attack  $\alpha_B = 90...30^\circ$  and the range of vertical descent velocities  $V_y = 0...26$  m/s are considered. The original nonlinear bladed vortex model of the rotor developed at the Moscow Aviation Institute (MAI) was used. The total and distributed aerodynamic rotor characteristics were calculated. The shapes of the vortex wake and the rotor flow patterns were analyzed. The boundaries of the vortex ring states in velocity coordinates " $V_x - V_y$ " were constructed according to various criteria reflecting the known features of these states. The results obtained significantly complement the existing experience of experimental and numerical research in this field.

**Key words:** coaxial main rotor, nonlinear vortex model, hover, steep descent, vortex ring states, aerodynamics, boundaries of vortex ring states.

**For citation:** Makeev, P.V., Ignatkin, Yu.M., Shomov, A.I., Selemenev, S.V. (2024). Computational investigations of Ka-226T helicopter coaxial rotor aerodynamics in the vortex ring state. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 2, pp. 80–93. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-2-80-93

## Введение

Режимы крутого снижения являются одними из наиболее сложных режимов полета, что связано с возможностью попадания вертолета в область режимов «вихревого кольца» несущего винта (НВ). В летных испытаниях [1–4] в области режимов «вихревого кольца» отмечают: резкую потерю высоты, рост потребной мощности, высокий уровень вибраций и тряску, «размытие» конуса вращения лопастей, потерю управления вертолетом. Исследованию режимов «вихревого кольца» посвящен ряд экспериментальных исследований, обобщенных в работе [5]. Эксперименты демонстрируют крайне сложную картину обтекания винта, со сворачиванием вихревого следа винта в тороидальную структуру и формированием вокруг нее «воздушного тела» с мощным циркуляционным течением внутри. Наблюдаются также пульсации тяги и крутящего момента, снижение тяги винта, рост потребной мощности, значительное увеличение индуктивной скорости. Указанные особенности аэродинамики НВ приводят к явлениям, наблюдаемым в летных испытаниях, и делают режимы «вихревого кольца» небезопасными для полета вертолета. В руководства по летной эксплуатации вертолетов вносят особую область режимов крутого снижения в координатах « $V_x - V_y$ », где возможно попадание винта в режимы «вихревого кольца», определение которой является важной задачей.

Рост мощности вычислительной техники в последние десятилетия привел к возможно-

сти численных исследований аэродинамических характеристик винта на режимах «вихревого кольца». Для решения этой задачи используются как вихревые методы [6–10], так и подходы, базирующиеся на методе конечных объемов [11–14]. Расчетные исследования режимов «вихревого кольца» являются сложной задачей. Определение границ режимов «вихревого кольца» требует большого количества расчетов, поэтому такие исследования часто носят ограниченный характер.

подавляющее большинство существующих исследований выполнено для одиночных винтов. Соосные винты исследовались мало. Отметим, что сравнительный анализ различных результатов исследований аэродинамики винта на режимах «вихревого кольца» показывает значительную их зависимость от условий испытаний и от геометрических параметров исследуемых винтов [5]. Поэтому желательна проведение в каждом случае отдельных исследований.

## Методология

В качестве расчетного метода в работе использована разработанная в МАИ оригинальная нелинейная лопастная вихревая модель винта [15, 16]. Указанная модель ранее была успешно апробирована и прошла валидацию в задачах исследования режимов висения и «вихревого кольца» одиночных [15] и соосных НВ [16].

Характеристики соосного несущего винта вертолета Ka-226T приведены в [17, 18]. Ра-

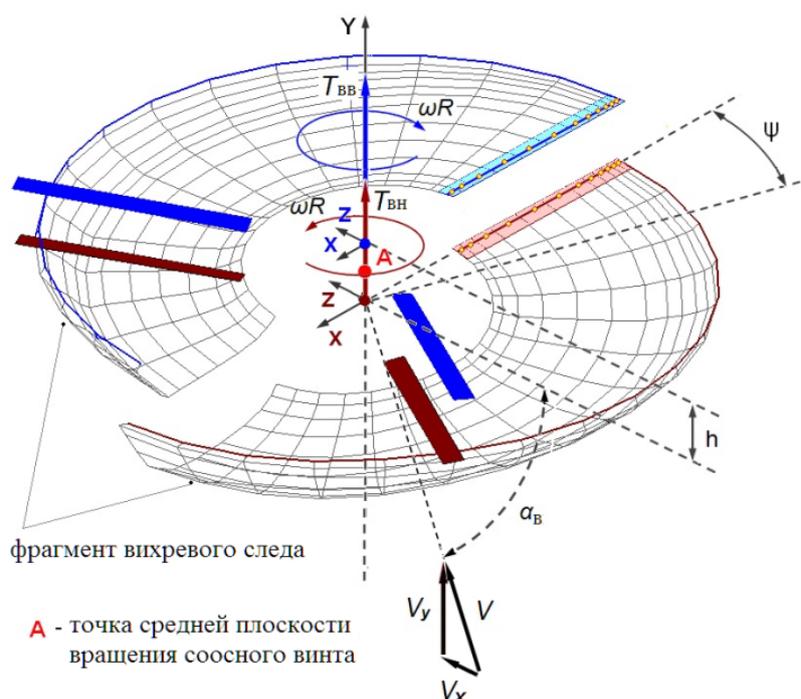


Рис. 1. Схема расчетной модели исследуемого соосного НВ  
Fig. 1. Computational model scheme of the coaxial rotor under study

диус винта  $R = 6,62$  м, скорость вращения концов лопастей  $\omega R = 192$  м/с, суммарное заполнение винта  $\sigma = 0,0764$ , хорда лопасти  $b = 0,26$  м, крутка лопастей  $\Delta\varphi_{\Sigma} = -8,17^{\circ}$ . Схема расчетной модели соосного НВ представлена на рис. 1. Верхний (ВВ) и нижний (ВН) винты вращаются в разные стороны и состоят из трех лопастей каждый. В расчетах учитывается маховое движение абсолютно жестких на изгиб и кручение лопастей относительно горизонтальных шарниров. В статье выбрана следующая цветовая схема представления данных. Данные по ВВ имеют синий цвет, по ВН – коричневый, суммарные (ВН + ВВ) – зеленый цвет. На картинах визуализации вихревого следа НВ для удобства показаны не все элементы следа, а только концевые вихри лопастей. Фюзеляж показан условно, его обтекание не учитывалось. Расчетный шаг по времени соответствовал повороту лопасти на  $12^{\circ}$  по азимуту. Все расчеты выполнялись для числа оборотов винта  $n = 160...180$ .

Для анализа области режимов «вихревого кольца» в координатах « $V_x - V_y$ » необходимо

рассчитать аэродинамические характеристики винта для ряда режимов. Используемая сетка расчетных режимов включает более 160 режимов и представлена на рис. 2. Аэродинамические характеристики соосного НВ исследовались при условии постоянной осредненной по времени суммарной тяги винта, соответствующей режиму висения с взлетной массой 3600 кг ( $c_T = 0,0108$ ). Такой подход требует больших затрат вычислительных ресурсов, но позволяет получить и проанализировать наибольшее число критериев режимов «вихревого кольца». Для обеспечения постоянной средней тяги на всех расчетных режимах производился подбор соответствующих потребных углов установки лопастей НВ, зависимости которых приведены на рис. 3. Углы установки лопастей ВН и ВВ в расчетах принимались равными ( $\varphi_{7ВВ} = \varphi_{7ВН}$ ). При этом была обеспечена балансировка винтов по крутящему моменту ( $m_{КВВ} = m_{КВН}$ ) на большинстве режимов, за исключением больших скоростей снижения близких к режиму авторотации.

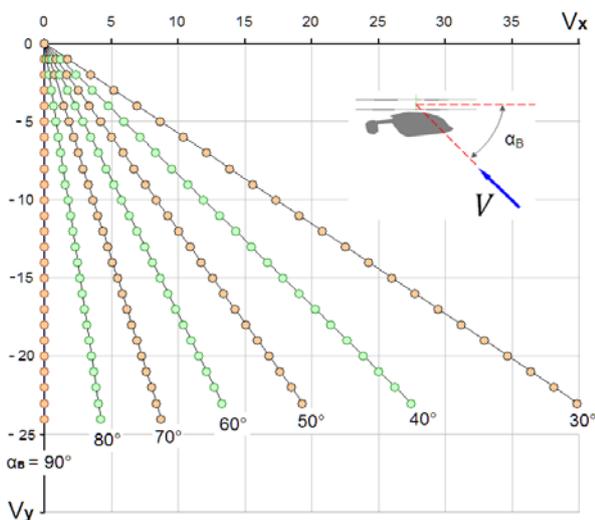


Рис. 2. Сетка расчетных режимов  
Fig. 2. Computational mode grid

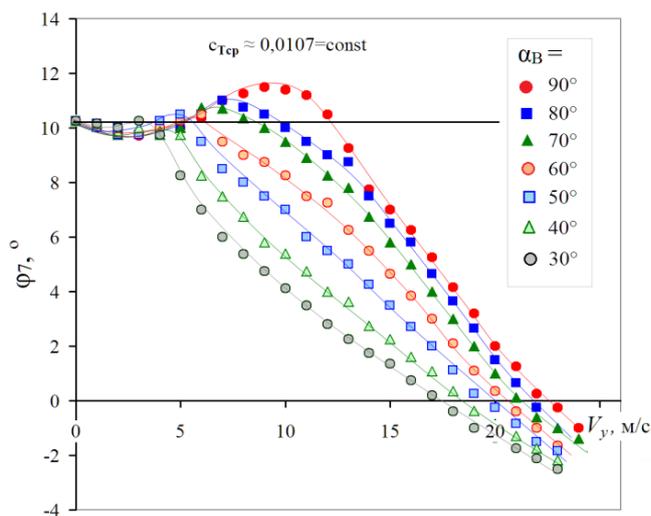


Рис. 3. Углы установки лопастей ВН и ВВ  
Fig. 3. Rotor blade pitch angles

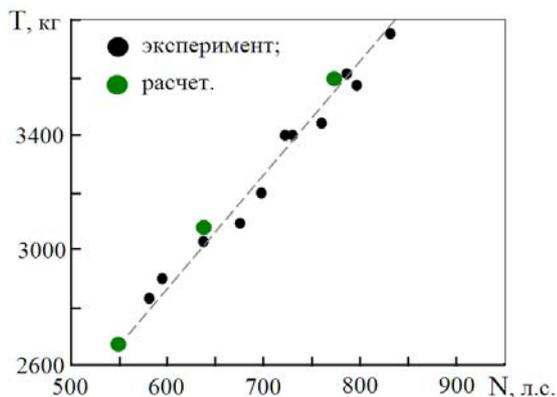


Рис. 4. Расчетная и экспериментальная [11] зависимости  $T_{\text{НВ}} = f(N_{\text{дв}})$   
Fig. 4. Computational and experimental [11] dependencies  $T_{\text{НВ}} = f(N_{\text{дв}})$

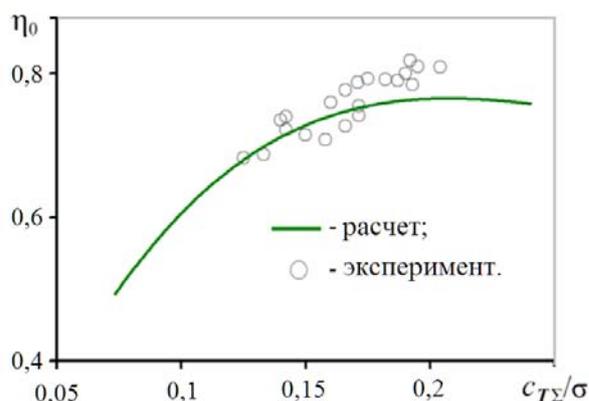


Рис. 5. Расчетная и экспериментальная [11] зависимости относительного КПД  
Fig. 5. Computational and experimental [11] figure of merit dependencies

## Результаты расчетов соосного НВ на режимах висения и крутого снижения

На рис. 4 приведена расчетная зависимость суммарной тяги соосного НВ от мощности двигательной установки  $T_{\text{НВ}} = f(N_{\text{дв}})$ , эквивалентная по сути поляре НВ, а на рис. 5 расчетная зависимость относительного КПД. В обоих случаях наблюдается удовлетворительное согласование расчетных и экспериментальных данных [11].

На рис. 6 в трех проекциях представлена визуализация структуры вихревого следа со-

осного НВ вертолета Ка-226Т на висении для  $c_{T\Sigma} = 0,01$ . Наблюдается характерное поджатие вихревого следа за винтами. Траектория концевых вихрей лопастей ВВ имеет больший шаг «винтовой линии», чем у ВН. На рис. 7 приведена визуализация обтекания винта при помощи линий тока в плоскости  $oYX$ . За счет поджатия струи ВВ соосный НВ имеет фактическую площадь диска больше, чем у эквивалентного одиночного НВ, что является причиной высокого КПД соосного НВ.

Одним из наиболее характерных внешних проявлений режимов «вихревого кольца» являются наблюдаемые специфические картины обтекания винта. Экспериментальная ви-

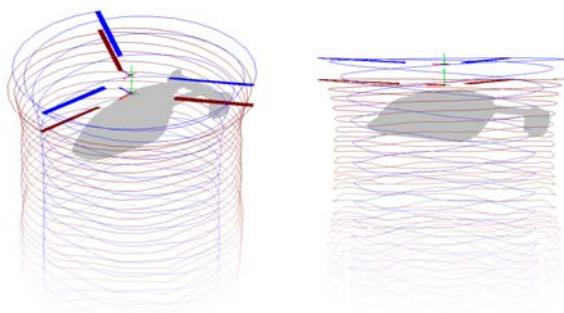


Рис. 6. Визуализация вихревого следа соосного НВ на висении ( $c_{T\Sigma} = 0,01$ )

Fig. 6. Visualization of the coaxial rotor vortex wake shapes in hover ( $c_{T\Sigma} = 0,01$ )

зуализация течения на режимах «вихревого кольца» является крайне сложной задачей. Первые качественные результаты дымовой визуализации были получены в 1949 г. [3]. В последние годы прогресса в этой области удалось достичь с применением экспериментальных методов PIV-визуализации течений [19, 20]. В настоящий момент расчетная визуализация позволяет получить новые качественные картины обтекания винта на этих режимах.

На рис. 8 представлены полученные результаты визуализации обтекания винта на наиболее интенсивных (по результатам расчетов), пиковых режимах «вихревого кольца», соответствующих режимам  $\alpha_B = 90^\circ$ ,  $V_y = 9$  м/с;  $\alpha_B = 70^\circ$ ,  $V_y = 7$  м/с;  $\alpha_B = 50^\circ$ ,  $V_y = 5$  м/с и  $\alpha_B = 30^\circ$ ,  $V_y = 3$  м/с. На рис. 8, а ( $\alpha_B = 90^\circ$ ) видно, что вихревой след сворачивается в тороидальное тело и занимает положение, близкое к плоскости вращения НВ, вокруг винта образуется «воздушное тело» с циркуляционным течением внутри. «Вихревое кольцо», кроме того, несимметрично относительно оси вращения винта. Это связано с конечным числом лопастей и наличием у соосного НВ азимутальных углов, где встречаются лопасти ВВ и ВН. В работе [15], выполненной для одиночного НВ вертолета Ми-8, такого выраженного эффекта потери осевой симметрии вихревого следа НВ на осевых режимах «вихревого кольца» не наблюдалось. При неосевом обтекании НВ ( $\alpha_B = 70-30^\circ$ ) структура вихревого следа

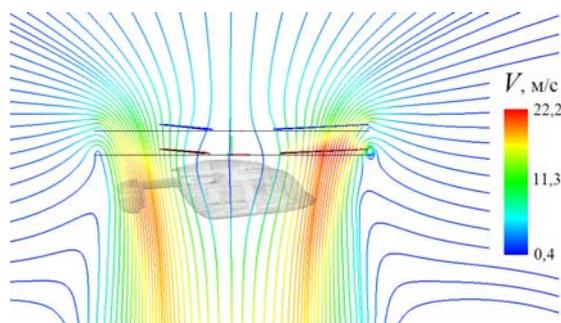


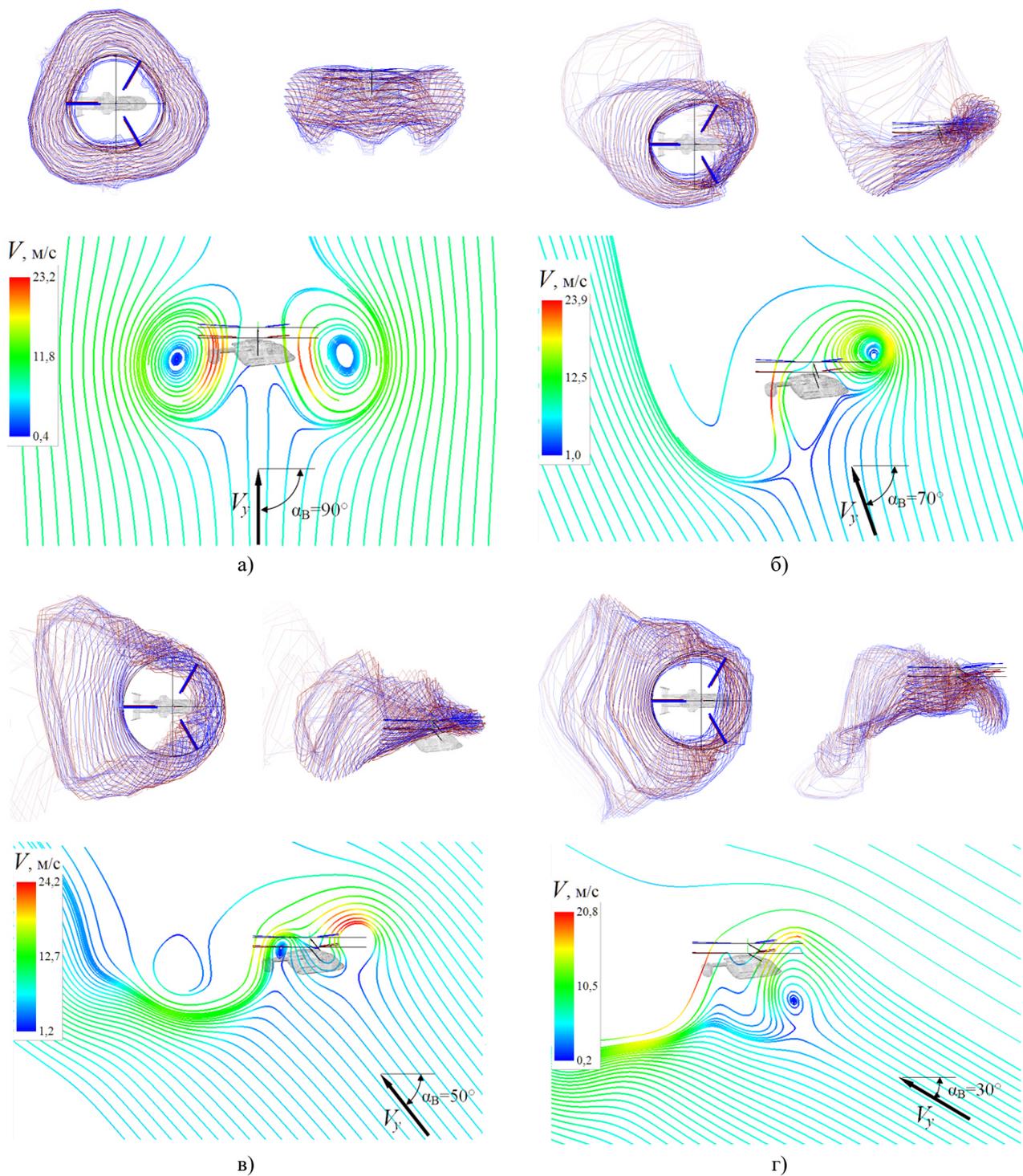
Рис. 7. Визуализация обтекания соосного НВ на висении ( $c_{T\Sigma} = 0,01$ )

Fig. 7. Visualization of the coaxial rotor flow pattern in hover ( $c_{T\Sigma} = 0,01$ )

винта существенно усложняется. Вихревой след наклоняется относительно плоскости вращения винтов, располагаясь почти перпендикулярно набегающему на винт внешнему потоку. При  $\alpha_B = 70^\circ$  и  $\alpha_B = 30^\circ$  в передней части винта сохраняется четкое циркуляционное течение, а в задней части течение размывается. То же происходит и с вихревым следом, который при малых углах атаки винта представляет собой вихревое «полукольцо» (рис. 8, в и 8, з). При  $\alpha_B = 70^\circ$  (рис. 8, б) вихревая структура НВ сохраняет четкую форму. При  $\alpha_B = 30^\circ$  (рис. 8, з) четкого циркуляционного течения уже не наблюдается, за исключением области прямо перед винтом, где внешний поток существенно тормозится. Необходимо также отметить, что показанные картины обтекания винта и формы вихревого следа нестационарны и существенно изменяются по времени, что будет показано ниже.

На рис. 9 приведена форма вихревого следа при  $\alpha_B = 90^\circ$ ;  $V_y = 9$  м/с для различных моментов времени (числа бортов винта  $n$ ). Хорошо видна нестационарность вихревого следа по времени, его пульсации и значительная асимметрия. Эти обстоятельства имеют прямую связь с пульсациями аэродинамических характеристик НВ, которые являются наиболее известными признаками режимов «вихревого кольца».

На рис. 10 для углов атаки винта  $\alpha_B = 90$ ;  $70$ ;  $50$  и  $30^\circ$  (режимы, представленные на рис. 8) приведены расчетные зависимости коэффициентов тяги и крутящего момента НВ



**Рис. 8.** Визуализация форм вихревого следа и картин обтекания винта на пиковых режимах «вихревого кольца»:  
 $a - V_y = 9 \text{ м/с}; \alpha_B = 90^\circ$ ;  $b - V_y = 7 \text{ м/с}; \alpha_B = 70^\circ$ ;  $v - V_y = 5 \text{ м/с}; \alpha_B = 50^\circ$ ;  $г - V_y = 3 \text{ м/с}; \alpha_B = 30^\circ$

**Fig. 8.** Visualization of the vortex wake shapes and rotor flow patterns in the intensive vortex ring states:  
 $a - V_y = 9 \text{ m/s}; \alpha_R = 90^\circ$ ;  $b - V_y = 7 \text{ m/s}; \alpha_R = 70^\circ$ ;  $v - V_y = 5 \text{ m/s}; \alpha_R = 50^\circ$ ;  $г - V_y = 3 \text{ m/s}; \alpha_R = 30^\circ$

по времени (от числа оборотов винта  $n$ ):  
 $c_T = f(n)$  и  $m_K = f(n)$ . Указанные зависимости даны как для ВВ и ВН по отдельности, так и

для всего винта в целом. Для ВВ и ВН приведены осредненные зависимости  $c_T$  и  $m_K$ , а для суммарных кривых  $c_{T(ВВ+ВН)}$  и  $m_{K(ВВ+ВН)}$  кроме

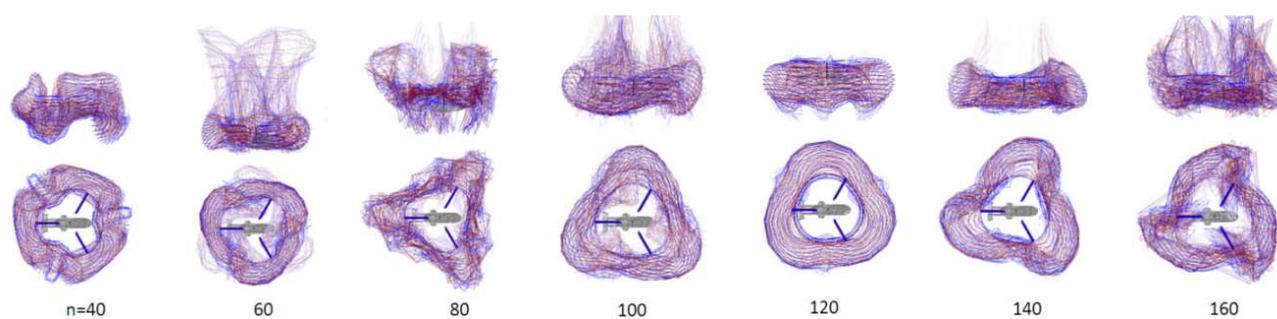


Рис. 9. Эволюция формы вихревого следа на режиме «вихревого кольца»:  $V_y = 9$  м/с;  $\alpha_B = 90^\circ$   
Fig. 9. The evolution of the vortex wake shapes in the vortex ring state:  $V_y = 9$  m/s;  $\alpha_R = 90^\circ$

осредненных кривых представлены также мгновенные пульсации. Видно, что осредненная за время работы винта тяга близка к значению тяги на режиме висения, что обеспечивалось подбором соответствующих углов установки лопастей ВВ и ВН. Также видно, что крутящий момент ВВ и ВН сбалансирован. Наблюдаемые мгновенные пульсации  $c_T$  и  $m_K$  с высокой частотой (3 Гц), показанные светло-зеленым цветом, связаны в основном с вращением лопастей в несимметричном поле скоростей, вызванном несимметрией вихревого следа в конкретный момент времени (рис. 9). Пульсации осредненной тяги и момента (темно-зеленые кривые) с периодом, достигающим нескольких десятков оборотов винта, связаны с общей эволюцией формы вихревого следа, протекающей во времени (рис. 9). Пульсации аэродинамических характеристик всегда сопровождают режимы «вихревого кольца» и являются наиболее распространенным и надежным способом их идентификации в расчетных и экспериментальных исследованиях.

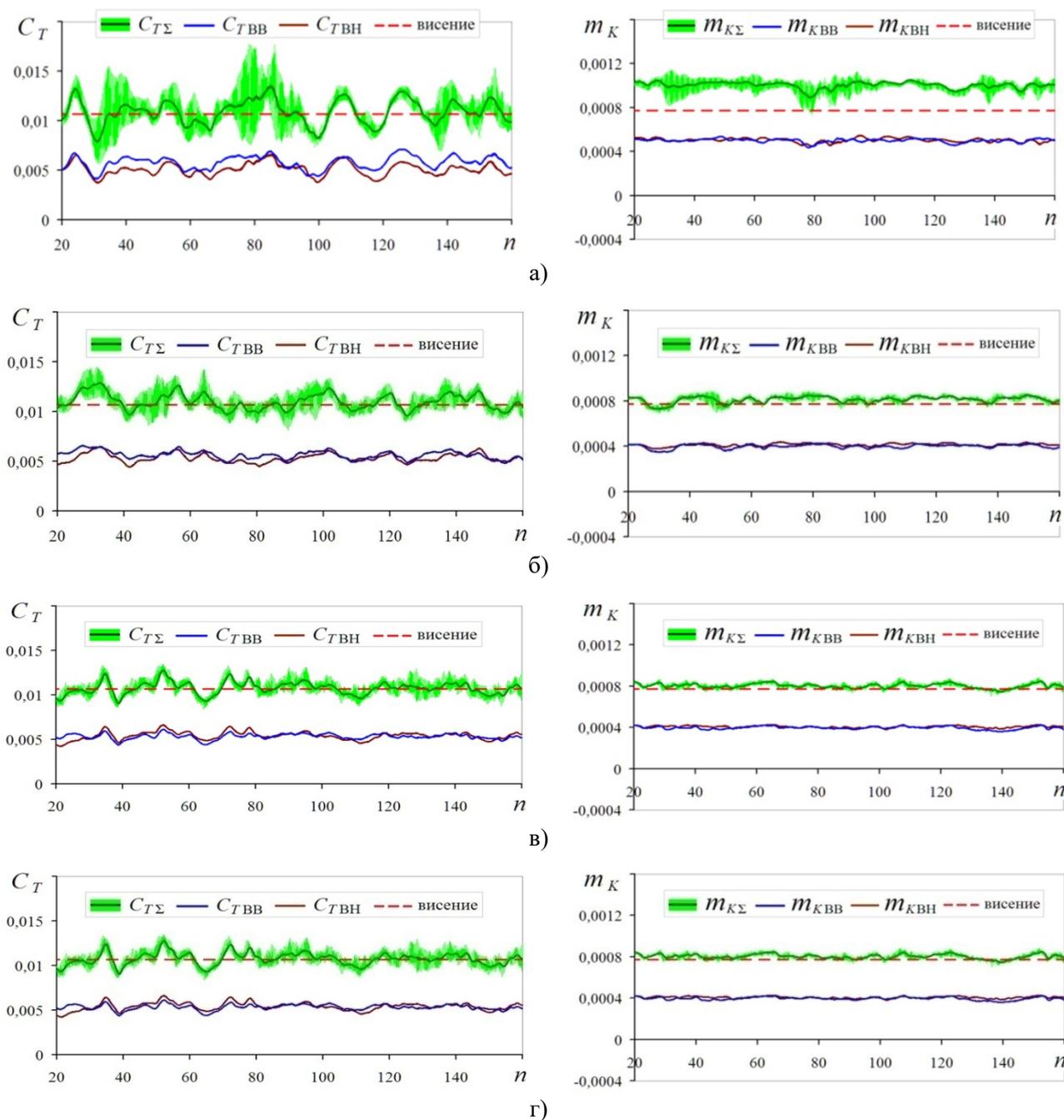
Из рис. 10 видно, что в ряде случаев на режиме «вихревого кольца» крутящий момент возрастает, превышая значение на висении. Наиболее значительный прирост крутящего момента (мощности) при условии сохранения постоянной средней тяги винта наблюдается при  $\alpha_B = 90^\circ$  и достигает почти 30 %. Это также является признаком режима «вихревого кольца». В целом из анализа зависимостей  $c_T = f(n)$  и  $m_K = f(n)$  следует, что с уменьшением угла атаки винта  $\alpha_B$  характерные для режимов «вихревого кольца» при-

знаки значительно ослабевают: амплитуды пульсаций коэффициентов  $c_T$  и  $m_K$  и рост коэффициента  $m_K$  (потребной мощности) по сравнению с режимом висения уменьшаются.

Анализ зависимостей интегральных аэродинамических характеристик, подобных тем, что приведены для примера на рис. 10, выполненный для всех 160 рассмотренных режимов крутого снижения соосного НВ, позволяет определить границы режимов «вихревого кольца» для различных углов атаки  $\alpha_B$  в координатах « $V_x - V_y$ » на базе комплекса различных критериев.

### Анализ суммарных аэродинамических характеристик винта и определение границ области режимов «вихревого кольца»

На рис. 11 представлены зависимости осредненного по времени суммарного коэффициента крутящего момента  $m_K$  по скорости вертикального снижения  $V_y$  для рассмотренных углов атаки винта  $\alpha_B$ . Здесь коэффициент  $m_K$  на снижении отнесен к коэффициенту на висении  $m_{K0}$ , а скорость  $V_y$  к средней по диску индуктивной скорости на висении  $v_{yв}$ . Видно, что для всех рассмотренных углов  $\alpha_B$  при увеличении скорости  $\tilde{V}_y$  сначала наблюдается снижение коэффициента  $m_{K\Sigma}/m_{K\Sigma 0} < 1$  на величину около 15 %. Далее наблюдается рост  $m_{K\Sigma}/m_{K\Sigma 0} > 1$  в определенном диапазоне скоростей  $V_y/v_{yв}$ , соответствующем области режимов «вихревого кольца». При дальнейшем росте скорости коэффициент  $m_{K\Sigma}/m_{K\Sigma 0}$



**Рис. 10.** Зависимости коэффициентов тяги  $c_T$  и крутящего момента  $m_K$  от числа оборотов  $n$  на режимах «вихревого кольца»:

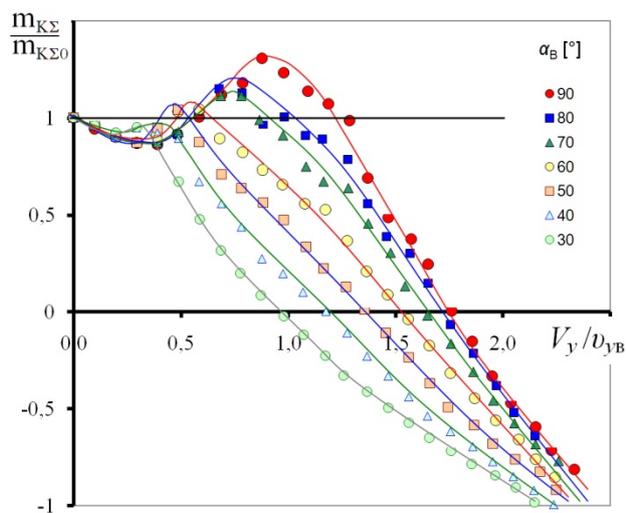
$a - V_y = 9 \text{ м/с}; \alpha_B = 90^\circ; б - V_y = 7 \text{ м/с}; \alpha_B = 70^\circ; в - V_y = 5 \text{ м/с}; \alpha_B = 50^\circ; г - V_y = 3 \text{ м/с}; \alpha_B = 30^\circ$

**Fig. 10.** The dependencies of the thrust  $c_T$  and torque  $m_K$  coefficients on revolutions  $n$  in the vortex ring states:

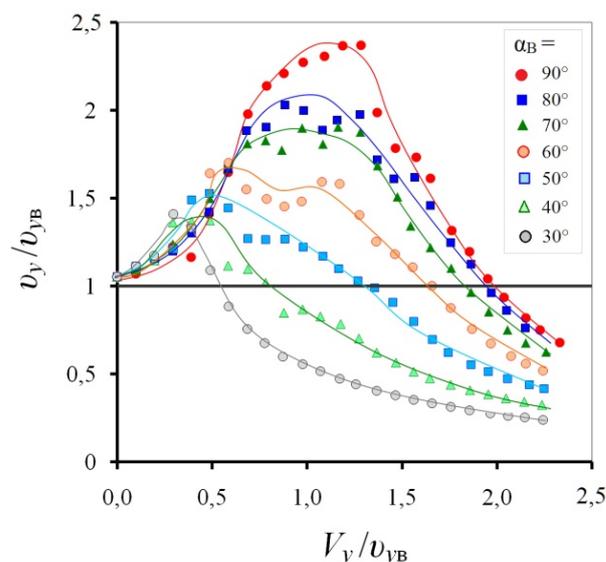
$a - V_y = 9 \text{ m/s}; \alpha_R = 90^\circ; б - V_y = 7 \text{ m/s}; \alpha_R = 70^\circ; в - V_y = 5 \text{ m/s}; \alpha_R = 50^\circ; г - V_y = 3 \text{ m/s}; \alpha_R = 30^\circ$

вновь снижается. При  $m_{K\Sigma}/m_{K\Sigma 0} = 0$  винт выходит на режим авторотации, а при  $m_{K\Sigma}/m_{K\Sigma 0} < 0$  винт переходит в режимы «ветряка». Из представленных диаграмм  $m_{K\Sigma}/m_{K\Sigma 0} = f(V_y/v_{yв})$  следует, что область режимов «вихревого кольца» значительно

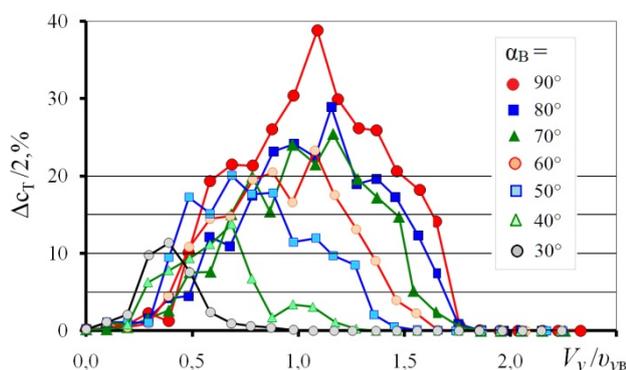
уменьшается при уменьшении  $\alpha_B$ , а также смещается на меньшие значения скорости  $V_y/v_{yв}$ . Точки кривых  $m_{K\Sigma}/m_{K\Sigma 0} = f(V_y/v_{yв})$ , где коэффициенты  $m_{K\Sigma}/m_{K\Sigma 0}$  достигают максимальных значений, соответствуют пиковым режимам «вихревого кольца», некоторые из



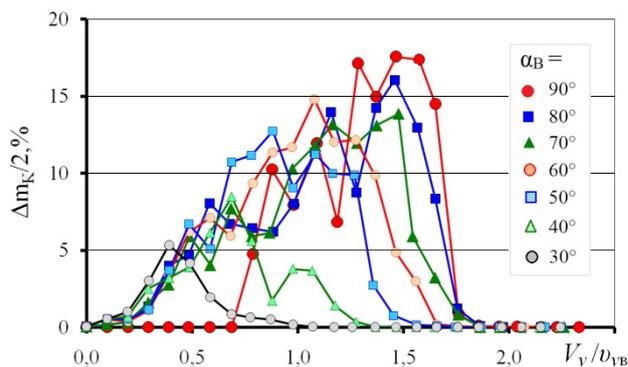
**Рис. 11.** Расчетные зависимости  $m_{K\Sigma}/m_{K\Sigma 0} = f(\alpha_B, V_y/v_{yB})$   
**Fig. 11.** The computational dependencies  $m_{K\Sigma}/m_{K\Sigma 0} = f(\alpha_B, V_y/v_{yB})$



**Рис. 12.** Расчетные зависимости  $v_y/v_{yB} = f(\alpha_B, V_y/v_{yB})$   
**Fig. 12.** The computational dependencies  $v_y/v_{yB} = f(\alpha_B, V_y/v_{yB})$



**Рис. 13.** Зависимости  $\Delta c_{T\Sigma}/2 = f(\alpha_B, V_y/v_{yB})$   
**Fig. 13.** The dependencies  $\Delta c_{T\Sigma}/2 = f(\alpha_B, V_y/v_{yB})$



**Рис. 14.** Зависимости  $\Delta m_{K\Sigma}/2 = f(\alpha_B, V_y/v_{yB})$   
**Fig. 14.** The dependencies  $\Delta m_{K\Sigma}/2 = f(\alpha_B, V_y/v_{yB})$

которых были детально проанализированы выше.

Наряду с ростом потребной мощности на режимах снижения в области «вихревого кольца» наблюдается значительное, до 2–3 раз относительно режима висения, увеличение индуктивной скорости, создаваемой винтом. Эти данные приведены на рис. 12 в виде зависимостей безразмерной средней индуктивной скорости в плоскости диска винта от безразмерной скорости вертикального снижения  $v_y/v_{yB} = f(V_y/v_{yB})$ . Увеличение относительной

безразмерной индуктивной скорости  $v_y/v_{yB}$  выше какой-либо пороговой величины (например,  $v_y/v_{yB} > 1,5$ ) может служить одним из критериев границы области режимов «вихревого кольца».

Наиболее распространенным критерием, используемым для выявления режимов «вихревого кольца» и определения их границ, являются пульсации аэродинамических нагрузок на винте. Анализ зависимостей, подобных приведенным на рис. 10, позволяет оценить нестационарные пульсации коэффи-

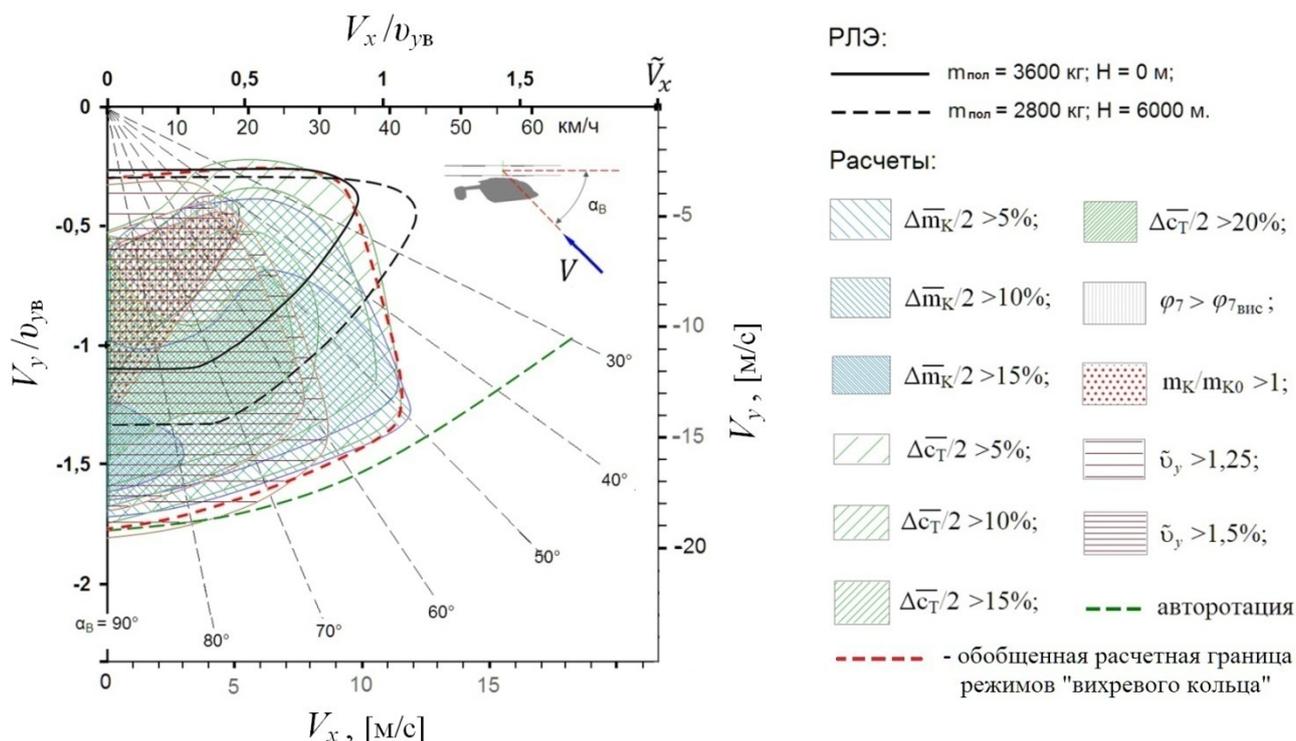


Рис. 15. Расчетные границы области режимов «вихревого кольца»  
Fig. 15. Computational boundaries of the vortex ring states area

коэффициентов  $c_T$  и  $m_K$ . Амплитуда пульсаций определяется как  $\Delta c_{T\Sigma} / 2 = (c_{T\Sigma max} - c_{T\Sigma min}) / 2$ . Ее удобно выразить в процентах от средней тяги, равной для всех расчетных режимов. Амплитуда пульсаций коэффициента крутящего момента определяется как  $\Delta m_{K\Sigma} / 2 = (m_{K\Sigma max} - m_{K\Sigma min}) / 2$ . Здесь она выражается в процентах от суммарного крутящего момента винта на режиме висения. Границы режимов «вихревого кольца» могут быть определены по величине амплитуды пульсаций тяги и крутящего момента. На рис. 13 приведены зависимости  $\Delta c_{T\Sigma} / 2 = f(V_y / v_{yв})$  для  $\alpha_B = 90 \dots 30^\circ$ . Видно, что по результатам расчетов наибольшие пульсации тяги наблюдаются при  $\alpha_B = 90^\circ$ , они достигают амплитуды  $\Delta c_{T\Sigma} / 2 = 40\%$  при  $V_y / v_{yв} \approx 1,1$ . С уменьшением угла атаки винта  $\alpha_B$  амплитуда пульсаций тяги существенно снижается и смещается на меньшие скорости  $\tilde{V}_y$ . На рис. 14 приведена зависимость  $\Delta m_{K\Sigma} / 2 = f(V_y / v_{yв})$  для  $\alpha_B = 90 \dots 30^\circ$ . По результатам расчетов, как и в случае пульсаций тяги винта, наибольшие пульсации крутящего момента наблюдаются при  $\alpha_B = 90^\circ$  и достигают

амплитуды  $\Delta m_{K\Sigma} / 2 \approx 18\%$  при  $V_y / v_{yв} \approx 1,4$ . Из сопоставления диаграмм  $\Delta c_{T\Sigma} / 2 = f(\alpha_B, V_y / v_{yв})$  и  $\Delta m_{K\Sigma} / 2 = f(\alpha_B, V_y / v_{yв})$  на рис. 13 и 14 можно также сделать вывод, что области с наибольшими пульсациями крутящего момента винта существенно смещены вправо на большие скорости  $V_y / v_{yв}$  относительно областей с наибольшими пульсациями тяги, то есть ближе к области режимов «турбулентной струи».

Итоговая диаграмма с расчетными областями «вихревого кольца», построенными в безразмерных координатах « $V_x / v_{yв} - V_y / v_{yв}$ », представлена на рис. 15. Для ее построения были использованы следующие критерии: рост потребного угла установки лопастей по сравнению с висением  $(\varphi_{7ВВ}; \varphi_{7ВН}) > (\varphi_{7ВВ}; \varphi_{7ВН})_0$ ; рост относительного коэффициента крутящего момента винта (потребной мощности)  $m_K / m_{K\Sigma 0} > 1$ ; рост безразмерной средней индуктивной скорости в плоскости диска винта  $v_y / v_{yв} > 1,5$  и  $v_y / v_{yв} > 1,25$  (по сравнению с режимом висения); амплитуда пульсаций коэффициента суммарной тяги винта  $\Delta c_{T\Sigma} / 2 > 5; 10; 15$  и  $20\%$  (по сравнению со

средним значением  $c_{T\Sigma} \approx 0,0108 = const$ ); амплитуда пульсаций коэффициента суммарного крутящего момента винта  $\Delta m_{K\Sigma}/2 > 5$ ; 10 и 5 % (по сравнению с суммарным крутящим моментом на висении). Видно, что верхняя граница расчетной области режимов «вихревого кольца» хорошо согласуется с кривой из РЛЭ. Нижняя расчетная граница режимов «вихревого кольца» по некоторым критериям простирается на большие скорости снижения, чем в РЛЭ.

Таким образом, приведенные на рис. 15 границы режимов «вихревого кольца» по различным критериям дают возможность оценить области и характер конкретных особенностей в аэродинамических характеристиках НВ на режимах «вихревого кольца», которые в свою очередь связаны с явлениями, наблюдаемыми в полете.

## Заключение

В результате проведенного комплексного исследования получен значительный объем новых данных по аэродинамическим характеристикам и особенностям работы соосного НВ вертолета Ка-226Т в области режимов «вихревого кольца» при различных скоростях снижения  $V_y$  и углах атаки винта  $\alpha_B$ .

Построены формы вихревого следа и структуры обтекания винта на ряде наиболее характерных режимов. Выявлен ряд особенностей в формировании вихревого следа и структуре обтекания соосного НВ. Получены и проанализированы зависимости коэффициентов тяги и крутящего момента верхнего и нижнего винтов соосного НВ, осредненные и по времени, и их связь с характером обтекания винта.

На основе анализа полученного массива аэродинамических характеристик винта построены границы области режимов в относительных скоростных координатах « $V_x/v_{yB} - V_y/v_{yB}$ » по ряду критериев, учитывающих различные особенности аэродинамических характеристик НВ, свойственные этим режимам.

Полученные результаты способны существенно дополнить имеющийся опыт экспе-

риментальных и численных исследований в данной области.

## Список литературы

1. **Акимов А.И.** Аэродинамика и летные характеристики вертолетов. М.: Машиностроение, 1988. 144 с.
2. **Петросян Э.А.** Аэродинамика соосного вертолета. М.: Полигон-пресс, 2004. 820 с.
3. **Leishman J.G.** Principles of helicopter aerodynamics. Cambridge University Press, 2006. 826 p.
4. **Johnson W.** Rotorcraft aeromechanics. Cambridge University Press, 2013. 927 p.
5. **Johnson W.** Model for vortex ring state influence on rotorcraft flight dynamics. NASA/TP-2005-213477 [Электронный ресурс] // NASA. 2005. 76 p. URL: [https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Johnson\\_TP-2005-213477.pdf](https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Johnson_TP-2005-213477.pdf) (дата обращения: 12.12.2023).
6. **Anikin V.A.** Helicopter main rotor aerodynamic performance in descent conditions // Proceedings of the 58th Annual Forum of the American Helicopter Society. Montreal, Canada, 11–13 June 2002. 15 p.
7. **Leishman J.G., Bhagwat M.J., Ananthan S.** Free-Vortex wake predictions of the vortex ring state for single rotor and multi-rotor configurations // Proceedings of the 58th annual forum of the American Helicopter Society. Montreal, Canada, 11–13 June 2002. 30 p.
8. **Bailly J.** A qualitative analysis of vortex ring state entry using a fully time marching unsteady wake model // Proceedings of the 36th European Rotorcraft Forum. Paris, France, 7–9 September 2010. 18 p.
9. **Brown R.** Blade twist effects on rotor behaviour in the vortex ring state / R. Brown, J. Leishman, S. Newman, F. Perry // Proceedings of the 28th European Rotorcraft Forum. Bristol, UK, 17–20 September 2002. 14 p.
10. **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.

11. 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. DOI: 10.4050/JAHS.54.032003

12. Mohd N.A.A.R., Barakos G. Performance and wake analysis of rotors in axial flight using computational fluid dynamics // Journal of Aerospace Technology and Management. 2017. Vol. 9, no. 2. Pp. 193–202. DOI: 10.5028/jatm.v9i2.623

13. Stalewski W., Surmacz K. Investigations of the vortex ring state on a helicopter main rotor using the URANS solver // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2020. Vol. 92, no. 9. Pp. 1327–1337. DOI: 10.1108/AEAT-12-2019-0264

14. Kinzel M.P., Cornelius J.K., Schmitz S. et al. An investigation of the behavior of a coaxial rotor in descent and ground effect // Proceedings of the AIAA SciTech 2019 Forum. San Diego, USA, 7–11 January 2019. 13 p. DOI: 10.2514/6.2019-1098

15. Игнаткин Ю.М. Расчетные исследования режимов крутого снижения несущего винта на базе нелинейной лопастной вихревой модели / Ю.М. Игнаткин, П.В. Makeev, А.И. Шомов, В.И. Шайдаков // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2019. № 2. С. 68–77.

16. 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. DOI: 10.1016/j.cja.2020.12.011

17. Vassiliyev B.A. The Ka-226 helicopter flight performance and its compliance with the modern requirements / B.A. Vassiliyev, V.N. Kvkov, F.N. Pavlidi, E.A. Petrosian, E.B. Feofilov // Proceedings of the 33th European Rotorcraft Forum. Russia, Kazan, 11–13 September 2007. 12 p.

18. Burtsev B.N., Ryabov V.I., Selemenev S.V. Mathematical modeling of Ka-226 / Ka-26 Helicopter main rotor blade flapping motion at rotor acceleration / Deceleration in wind conditions // Proceedings of the 33rd European

Rotorcraft Forum. Russia, Kazan, 11–13 September 2007. 14 p.

19. Green R., Gillies E., Brown R. The flow field around a rotor in axial descent // Journal of Fluid Mechanics. 2005. Vol. 543. Pp. 237–261. DOI: 10.1017/S0022112005004155

20. Savas O., Green R., Caradonna F. Coupled thrust and vorticity dynamics during vortex ring state // Journal of the American Helicopter Society. 2009. Vol. 54, no. 2. Pp. 1–10. DOI: 10.4050/JAHS.54.022001

## References

1. Akimov, A.I. (1988). Aerodynamics and flight characteristics of helicopters. Moscow: Mashinostroyeniye, 144 p. (in Russian)

2. Petrosian, E.A. (2004). Coaxial helicopter aerodynamics. Moscow: Polygon-Press, 820 p. (in Russian)

3. Leishman, J.G. (2006). Principles of helicopter aerodynamics. Cambridge University Press, 826 p.

4. Johnson, W. (2013). Rotorcraft aeromechanics. Cambridge University Press, 927 p.

5. Johnson, W. (2005). Model for vortex ring state influence on rotorcraft flight dynamics. NASA/TP-2005-213477. NASA, 76 p. Available at: [https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Johnson\\_TP-2005-213477.pdf](https://rotorcraft.arc.nasa.gov/Publications/files/Johnson_TP-2005-213477.pdf) (accessed: 12.12.2023).

6. Anikin, V.A. (2002). Helicopter main rotor aerodynamic performance in descent conditions. In: *proceedings of the 58th Annual Forum of the American Helicopter Society*. Montreal, Canada, 11–13 June, 15 p.

7. Leishman, J.G., Bhagwat, M.J., Ananthan, S. (2002). Free-Vortex wake predictions of the vortex ring state for single rotor and multi-rotor configurations. In: *Proceedings of the 58th annual forum of the American Helicopter Society*. Montreal, Canada, 11–13 June, 30 p.

8. Bailly, J. (2010). A qualitative analysis of vortex ring state entry using a fully time marching unsteady wake model. In: *Proceedings of the 36th European Rotorcraft Forum*, Paris, France, 7–9 September, 18 p.

9. **Brown, R., Leishman, J., Newman, S., Perry, F.** (2002). Blade twist effects on rotor behaviour in the vortex ring state. *In: Proceedings of the 28th European Rotorcraft Forum*, Bristol, UK, 17–20 September, 14 p.

10. **Krimskiy, V.S., Shcheglova, V.M.** (2014). The investigation of rotor's inflow and main rotor's induced velocity at hover and steep descents. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 200, pp. 86–90. (in Russian)

11. **Ahlin, G.A., Brown, R.E.** (2009). Wake structure and kinematics in the vortex ring state. *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 54, no. 3, pp. 1–18. DOI: 10.4050/JAHS.54.032003

12. **Mohd, N.A.A.R., Barakos, G.** (2017). Performance and wake analysis of rotors in axial flight using computational fluid dynamics. *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 9, no. 2, pp. 193–202. DOI: 10.5028/jatm.v9i2.623

13. **Stalewski, W., Surmacz, K.** (2020). Investigations of the vortex ring state on a helicopter main rotor using the URANS solver. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 92, no. 9, pp. 1327–1337. DOI: 10.1108/AEAT-12-2019-0264

14. **Kinzel, M.P., Cornelius, J.K., Schmitz, S. et al.** (2019). An investigation of the behavior of a coaxial rotor in descent and ground effect. *In: Proceedings of the AIAA SciTech 2019 Forum*, San Diego, USA, 7–11 January, 13 p. DOI: 10.2514/6.2019-1098

15. **Ignatkin, Y.M., Makeev, P.V., Shomov, A.I., Shaidakov, V.I.** (2019). Compu-

tational research of the main rotor steep descent modes based on the nonlinear blade vortex model. *Russian Aeronautics*, vol. 62, no. 2, pp. 244–253. DOI: 10.3103/S1068799819020107

16. **Makeev, P.V., Ignatkin, Yu.M., Shomov, A.I.** (2021). Numerical investigation of full scale coaxial main rotor aerodynamics in hover and vertical descent. *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 34, issue 5, pp. 666–683. DOI: 10.1016/j.cja.2020.12.011

17. **Vassiliyev, B.A., Kvokov, V.N., Pavlidi, F.N., Petrosian, E.A., Feofilov, E.B.** (2007). The Ka-226 helicopter flight performance and its compliance with the modern requirements. *In: Proceedings of the 33th European Rotorcraft Forum*. Russia, Kazan, 11–13 September, 12 p.

18. **Burtsev, B.N., Ryabov, V.I., Semelev, S.V.** (2007). Mathematical modeling of Ka-226 / Ka-26 Helicopter main rotor blade flapping motion at rotor acceleration / Deceleration in wind conditions. *In: Proceedings of the 33rd European Rotorcraft Forum*, Russia, Kazan, 11–13 September, 14 p.

19. **Green, R., Gillies, E., Brown, R.** (2005). The flow field around a rotor in axial descent. *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 543, pp. 237–261. DOI: 10.1017/S0022112005004155

20. **Savas, O., Green, R., Caradonna, F.** (2009). Coupled thrust and vorticity dynamics during vortex ring state. *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 54, no. 2, pp. 1–10. DOI: 10.4050/JAHS.54.022001

## Сведения об авторах

**Макеев Павел Вячеславович**, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры проектирования вертолетов Московского авиационного института, makeevpv@mai.ru.

**Игнаткин Юрий Михайлович**, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры проектирования вертолетов Московского авиационного института, k102@mai.ru.

**Шомов Александр Иванович**, кандидат технических наук, доцент, главный конструктор по направлению АО «НЦВ Миль и Камов», a.shomov@nhc.aero.

**Селеменов Сергей Витальевич**, технический руководитель КБ 3.3 АО «НЦВ Миль и Камов», s.semenov@kamov.ru.

### Information about the authors

**Pavel V. Makeev**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor at the Helicopter Design Chair, Moscow Aviation Institute, makeevpv@mai.ru.

**Yuri M. Ignatkin**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor at the Helicopter Design Chair, Moscow Aviation Institute, k102@mai.ru.

**Alexander I. Shomov**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Chief Designer at JSC “Russian Helicopters”, a.shomov@rhs.aero.

**Sergey V. Selemenev**, Technical Director of the Design Office 3.3, JSC “Russian Helicopters”, s.selemenev@kamov.ru.

Поступила в редакцию	12.12.2023	Received	12.12.2023
Одобрена после рецензирования	09.02.2024	Approved after reviewing	09.02.2024
Принята в печать	21.03.2024	Accepted for publication	21.03.2024