

Влияние крутки лопастей и нагрузки на ометаемую поверхность на аэродинамические характеристики несущего винта на режимах «вихревого кольца»

© П.В. Макеев

МАИ (НИУ), Москва, 125993, Российская Федерация

Представлены результаты параметрических исследований влияния геометрической компоновки (крутки лопастей) и нагрузки на ометаемую поверхность на аэродинамические характеристики несущего винта (НВ) и границы режимов «вихревого кольца». Рассмотрены режимы вертикального снижения НВ в определенном диапазоне скоростей при фиксированном угле установки лопастей. Эксперименты проведены на базе нелинейной лопастной вихревой модели винта, разработанной на кафедре «Проектирование вертолетов» МАИ. Выполнена валидация модели на основе данных известных экспериментов Вашизу и Азума (Washizu & Azuma). Исследованы 16 моделей НВ с разными сочетаниями крутки лопастей и нагрузки на ометаемую поверхность (на висении). Установлено, что рассмотренные параметры оказывают существенное влияние на аэродинамические характеристики НВ и границы режимов «вихревого кольца», включая построенные в безразмерных относительных скоростях снижения. Сделаны выводы, помогающие объяснить наблюдаемые в экспериментах различия в границах режимов «вихревого кольца», построенных в относительных координатах, связывая их с параметрами винтов. Следовательно, при анализе границ режимов «вихревого кольца» винтов вертолетов необходимо осуществлять комплексный учет крутки лопастей и нагрузки на ометаемую поверхность винта.

Ключевые слова: нелинейная вихревая модель, несущий винт, крутка лопасти, нагрузка на ометаемую поверхность, режимы «вихревого кольца», аэродинамические характеристики

Введение. Известно, что геометрическая компоновка оказывает существенное влияние на эффективность работы несущего винта (НВ) на режиме висения, оцениваемую таким параметром, как относительный КПД винта. Даже в случае НВ с лопастями простой прямоугольной формы в плане могут быть реализованы разное число лопастей, разная крутка лопасти, разные варианты взаимного расположения лопастей и компоновки НВ, например, одиночный, соосный или Х-образный [1]. При работе несущего винта на других режимах определение влияния геометрической компоновки на аэродинамические характеристики НВ также представляет большой практический интерес. В частности, важно выяснить, как влияет геометрическая компоновка НВ на его аэродинамические характеристики на режимах вертикального и крутого снижения в области режимов «вихревого кольца».

На режимах «вихревого кольца» аэродинамические характеристики винта имеют ряд особенностей: увеличение мощности, потребной для

вращения НВ при постоянной тяге; падение тяги при фиксированном шаге винта; нестационарные пульсации аэродинамических характеристик; «размытие» конуса лопастей НВ; характерные формы вихревого следа и картин обтекания винта. Все это приводит к осложнениям при пилотирования вертолета и делает режимы «вихревого кольца» небезопасными. Анализ перечисленных выше особенностей позволяет определить границы режимов «вихревого кольца» НВ в скоростных координатах V_x — V_y . Такие границы обычно включают в руководство летной эксплуатации вертолета в качестве области режимов, где полет запрещен. Таким образом, задача исследования влияния геометрической компоновки НВ на его аэродинамические характеристики и на границы режимов «вихревого кольца» является крайне актуальной.

Несмотря на то что исследования режимов «вихревого кольца» проводят различными методами с конца 1940-х годов, до сих пор нельзя признать, что это явление всесторонне и исчерпывающе анализируется. Летные исследования режимов «вихревого кольца» ограничены как по своим возможностям, так и в связи с их опасностью [2–5]. Экспериментальные (модельные) исследования сопряжены с большими техническими трудностями и материальными затратами [6–14]. Кроме того, анализ различных результатов проведенных экспериментов демонстрирует, что они существенно зависят от условий испытаний и параметров исследуемых винтов [15], и это часто лишает их согласованности и возможности корректного сравнения друг с другом.

С развитием теории, а также с ростом возможностей вычислительной техники большое значение приобрела возможность численного моделирования различных задач аэродинамики винта. Однако режимы «вихревого кольца» в силу своих особенностей являются одним из наиболее серьезных вызовов для численного моделирования. Многие расчетные методы из-за принятых в них допущений не позволяли проанализировать совокупность всех явлений, связанных с режимами «вихревого кольца» [16–20]. Практическое применение наиболее современных подходов, базирующихся на решении полных уравнений Навье — Стокса методами конечных объемов, затруднено вследствие их чрезвычайной ресурсоемкости [21–23].

В проведенных экспериментальных и расчетных исследованиях проблема влияния геометрической компоновки винта, а также нагрузки на ометаемую поверхность на его аэродинамические характеристики на режимах «вихревого кольца» рассматривалась ограниченно, а полученные результаты зачастую были противоречивы [3, 7, 20, 30]. Между тем очевидно, что решение проблемы влияния геометрической компоновки на аэродинамические характеристики винта на режимах «вихревого кольца» требует проведения широкомасштабных параметрических исследований, позволяющих проанализировать чистый

эффект от тех или иных параметров, исключив их взаимное влияние и посторонние факторы.

С учетом прогресса в развитии вычислительной техники наиболее актуальным инструментом для таких исследований стали современные прикладные расчетные модели, в которых сочетаются достаточное быстродействие и степень точности моделирования реальной физической картины работы винта на этих режимах, а именно нелинейные вихревые модели [23–30]. Такой моделью является созданная на кафедре «Проектирование вертолетов» МАИ нелинейная лопастная вихревая модель винта [31]. Разработанная на ее базе методика расчета аэродинамических характеристик винта на режимах «вихревого кольца» получила широкое применение для исследований различных схем на этих режимах несущих и рулевых винтов вертолетов [32–34]. В работе [34] были ограниченно рассмотрены вопросы влияния числа лопастей, схемы винта и крутки лопастей на аэродинамические характеристики на режимах «вихревого кольца». Был сделан вывод о необходимости выполнения широкомасштабных параметрических исследований данного вопроса.

Цель настоящей работы — представить результаты параметрических исследований для наиболее значимых геометрических характеристик и параметров винта, а также рассмотреть влияние на аэродинамические характеристики и границы режимов «вихревого кольца» крутки лопастей винта и нагрузки на ометаемую поверхность.

Нелинейная лопастная вихревая модель винта. Разработанная на кафедре «Проектирование вертолетов» МАИ нелинейная лопастная вихревая модель винта основана на теории несущей линии, в которой лопасть моделируется присоединенным вихрем, расположенным на четверти ее хорды [31]. Для расчета аэродинамических характеристик лопасти используется гипотеза плоских сечений, согласно которой аэродинамические характеристики элемента лопасти в рассматриваемом сечении при истинном угле атаки определяются аэродинамическими характеристиками профилей при тех же углах атаки и соответствующих значениях чисел Рейнольдса и Маха. От каждой лопасти винта отходит система продольных и поперечных вихрей, образующих свободную вихревую пелену (рис. 1), представляющую собой сетку из четырехугольных элементов, состоящих из вихревых прямолинейных отрезков.

Свободная вихревая пелена деформируется с течением времени под воздействием скорости набегающего на винт потока, а также индуктивных скоростей от вихревой пелены. В ходе расчета за винтом по шагам выстраивается пространственный нелинейный вихревой след. Особенностью используемой в модели вихревой системы является представление вихревых отрезков пелены в виде диффундирующих вихревых линий. Введение в алгоритм расчета модели диффузии

вихрей позволяет более точно моделировать физические процессы, происходящие в вихревой пелене, а также избежать математических особенностей, приводящих, в том числе, к быстрому разрушению расчетной сетки вихревого следа.

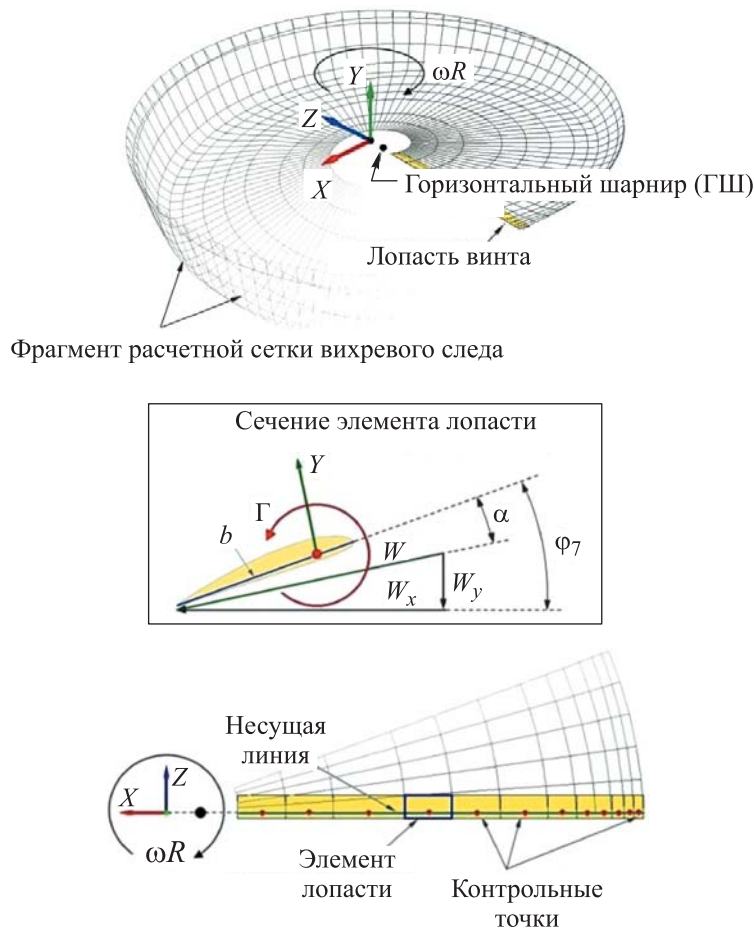


Рис. 1. Схемы нелинейной лопастной вихревой модели несущего винта:

ωR — окружная скорость вращения винта; b — хорда лопасти; W — суммарный вектор скорости набегающего потока в сечении элемента лопасти; W_x — вертикальная проекция скорости набегающего потока в сечении элемента лопасти; W_y — горизонтальная проекция вектора скорости набегающего потока в сечении элемента лопасти; φ_7 — угол установки лопасти; α — угол атаки профиля лопасти; Γ — циркуляция присоединенного вихря; Y — подъемная сила

Нелинейная лопастная вихревая модель реализована в виде современного программного комплекса (ПК) Vortex с развитым пользовательским интерфейсом и широкими возможностями графической визуализации (рис. 2). Этот комплекс рассчитан на применение современных персональных ЭВМ с распараллеливанием вычислений по ядрам и потокам центрального процессора.

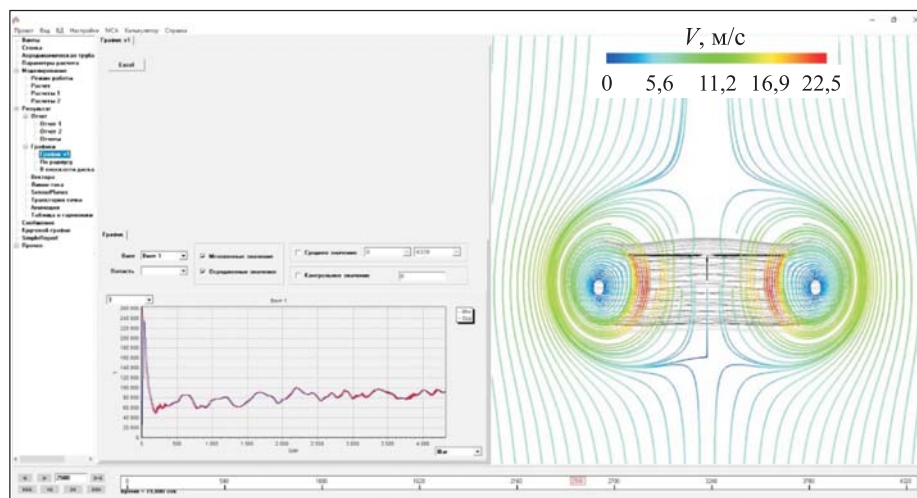


Рис. 2. Пример расчета и визуализации режима «вихревого кольца» несущего винта в программном комплексе ПК Vortex

Валидация расчетного метода. Рассмотрим в качестве валидации используемого метода расчета на режимах «вихревого кольца» результаты численного моделирования широко известных экспериментов, проводимых Вашизу и Азума [9, 10]. В своих работах они применяли два типа экспериментальных установок для исследований режимов «вихревого кольца». Первая из них предполагала движение винтового прибора с модельным винтом на треке на рельсовой тележке в закрытом помещении гидроканала длиной около 200 м [9], вторая — была классической аэродинамической трубой с диаметром рабочей части 3 м [10]. В обоих вариантах подвергался испытаниям трехлопастный модельный винт, имеющий следующие характеристики: радиус винта $R = 0,55$ м; окружная скорость вращения винта $\omega R = 57,5$ м/с; форма лопасти в плане — прямоугольная, ее профиль *NACA 0012*, комлевой радиус $r_0/R = 0,15$, хорда $b = 0,033$ м, линейная крутка $\Delta\varphi_x = -8,3^\circ$. Относительно малый размер модельного винта позволил избежать в экспериментах влияния на его работу стенок трубы и поверхности гидроканала под треком, что особенно важно при исследовании режимов «вихревого кольца», когда вокруг винта возникает «воздушное тело» значительных размеров.

В экспериментах Вашизу и Азума большое внимание уделяли исследованию зависимостей тяги винта на режимах «вихревого кольца» от скорости набегающего потока при фиксированных углах установки лопастей. Наблюдаемое при этом снижение тяги винта по сравнению с тягой на режиме висения — одна из основных особенностей области режимов «вихревого кольца», поэтому воспользуемся соответствующими зависимостями из [9, 10].

Для численного моделирования эксперимента Вашизе и Азума была разработана расчетная модель трехлопастного винта с указанными выше характеристиками. При этом каждая лопасть разбивалась на 12 участков по радиусу, расчетный шаг по азимуту $\Delta\psi = 10^\circ$. Для каждого из режимов моделировалось число оборотов винта $n = 140$. Время расчета одного режима составляло около 5 ч с использованием центрального процессора Intel Core i7, имеющего тактовую частоту 4,0 ГГц с учетом распараллеливания вычислений на 8 ядер (16 потоков).

Зависимости коэффициента тяги винта от скорости набегающего на винт потока $c_T = f(\bar{V}_y)$ на режимах осевого обтекания винта для трех различных фиксированных значений угла шага винта φ_7 приведены на рис. 3. Здесь скорость набегающего на винт потока представлена в относительном виде: $\bar{V} = V/\omega R$. Приведено несколько экспериментальных и расчетных кривых, соответствующих различным начальным величинам коэффициента тяги винта c_{T0} на режиме висения ($\bar{V} = 0$). Результаты расчетов представлены в виде кривых осредненных по времени коэффициентов тяги $c_{T,ср}$, а экспериментальные зависимости c_T даны в виде областей с заливкой различных цветов, которые учитывают разброс значений из-за пульсаций тяги, как это сделано в [9]. Видно, что наблюдается удовлетворительное совпадение осредненных расчетных зависимостей с экспериментальными.

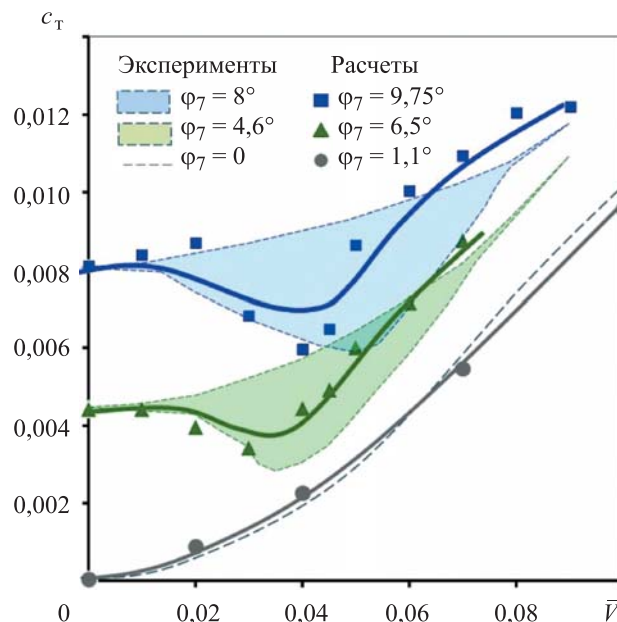


Рис. 3. Зависимости коэффициента тяги винта от скорости набегающего на винт потока, отнесенного к скорости ωR $c_T = f(\bar{V})$, для эксперимента «на тележке» [9] при угле атаки винта $\alpha_b = 90^\circ$ и разных фиксированных шагах винта φ_7

Для двух различных экспериментальных кривых зависимостей относительного осредненного коэффициента тяги от скорости набегающего на винт потока $c_{т.ср}/c_{т0} = f(\tilde{V}_y)$ на рис. 4 приведены результаты расчетов на базе нелинейной вихревой модели. В качестве скорости набегающего на винт потока взята относительная скорость «с волной» $\tilde{V} = V/v_{ув}$, где $v_{ув}$ — средняя по диску НВ индуктивная скорость на режиме висения, определяемая в рамках импульсной теории как $v_{ув} = 0,5\omega R\sqrt{c_{т0}}$. Наблюдается хорошее согласование результатов расчета с приведенными на рис. 4 данными экспериментов [10].

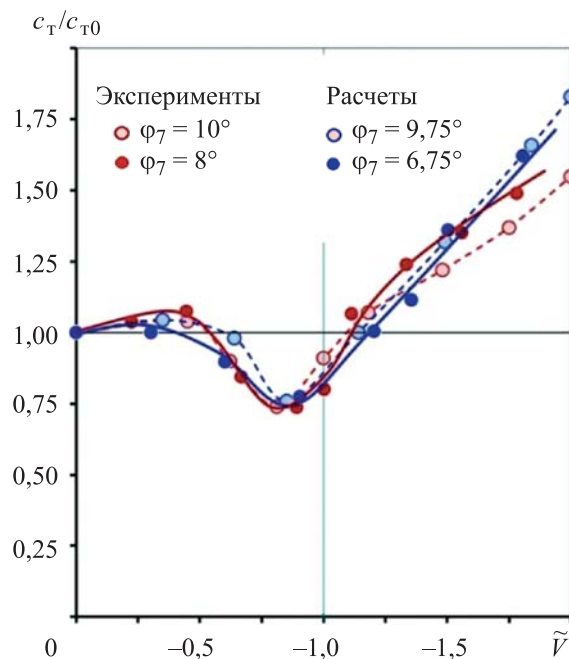


Рис. 4. Зависимости относительного осредненного коэффициента тяги от скорости набегающего на винт потока, отнесенного к средней индуктивной скорости на режиме висения $c_{т.ср}/c_{т0} = f(\tilde{V})$ для эксперимента в АДТ [10] при угле атаки винта $\alpha_b = 90^\circ$ и разных фиксированных шагах винта ϕ_7

Постановка задачи и параметры расчетной модели. Параметрические расчеты аэродинамических характеристик НВ на режимах «вихревого кольца» проводились при фиксированном шаге винта $\phi_7 = \text{const}$. Исследовались осевые режимы вертикального снижения ($\alpha_b = 90^\circ$) в диапазоне скоростей вертикального снижения $V_y = 0 \dots 26$ м/с с шагом 1-2 м/с. Параметры расчетной модели (разбиение лопастей и шаг по времени) были идентичны использованным выше для валидационных расчетов на базе эксперимента Вашизу и Азума. Для каждого из режимов расчетное число оборотов винта $n = 120$.

В качестве фиксированной части параметров все рассмотренные расчетные модели НВ имели одинаковые окружную скорость вращения винта $\omega R = 220$ м/с, радиус винта $R = 10$ м, прямоугольную форму лопасти в плане, профиль лопасти NACA 230-12 (по всей длине лопасти).

Варьировались следующие параметры: крутка лопастей $\Delta\varphi_\Sigma = 8^\circ$; 0° ; -8° ; -16° ; заполнение винта $\sigma = 0,04$; $0,08$; $0,12$; $0,16$; нагрузка на ометаемую поверхность (на висении) $P_0 = 150$; 300 ; 450 ; 600 Па (коэффициенты тяги на висении $c_{T0} = 0,005$; $0,01$; $0,015$; $0,02$). Число лопастей винта также менялось и возрастало при увеличении нагрузки P_0 , как это делается на реальных НВ, и составляло $k_\Pi = 2, 4$ или 6 лопастей.

Всего в параметрических расчетах было задействовано 16 расчетных моделей НВ, характеристики которых приведены в табл. 1. Таким образом, совокупно было смоделировано и проанализировано около 300 режимов работы винта.

Расчетные модели НВ № 1–16 приведены на рис. 5. Для сравнения различных компоновок НВ были использованы два характерных

Таблица 1

Основные характеристики рассматриваемых НВ

НВ №	Комлевой радиус винта r_0 , м	Радиус винта R , м	Окружная скорость вращения винта ωR , м/с	Заполнение винта σ	Число лопастей k_Π	Крутка лопастей $\Delta\varphi_\Sigma$, град	Нагрузка на висении P_0 , Па
1	1,5	10	220	0,04	2	8	150
2	1,5	10	220	0,04	2	0	150
3	1,5	10	220	0,04	2	-8	150
4	1,5	10	220	0,04	2	-16	150
5	1,5	10	220	0,08	4	8	300
6	1,5	10	220	0,08	4	0	300
7	1,5	10	220	0,08	4	-8	300
8	1,5	10	220	0,08	4	-16	300
9	1,5	10	220	0,12	4	8	450
10	1,5	10	220	0,12	4	0	450
11	1,5	10	220	0,12	4	-8	450
12	1,5	10	220	0,12	4	-16	450
13	1,5	10	220	0,16	6	8	600
14	1,5	10	220	0,16	6	0	600
15	1,5	10	220	0,16	6	-8	600
16	1,5	10	220	0,16	6	-16	600

признака режимов «вихревого кольца»: падение коэффициента тяги винта при фиксированном шаге винта $\varphi_7 = \text{const}$ и амплитуды пульсаций коэффициента тяги винта.

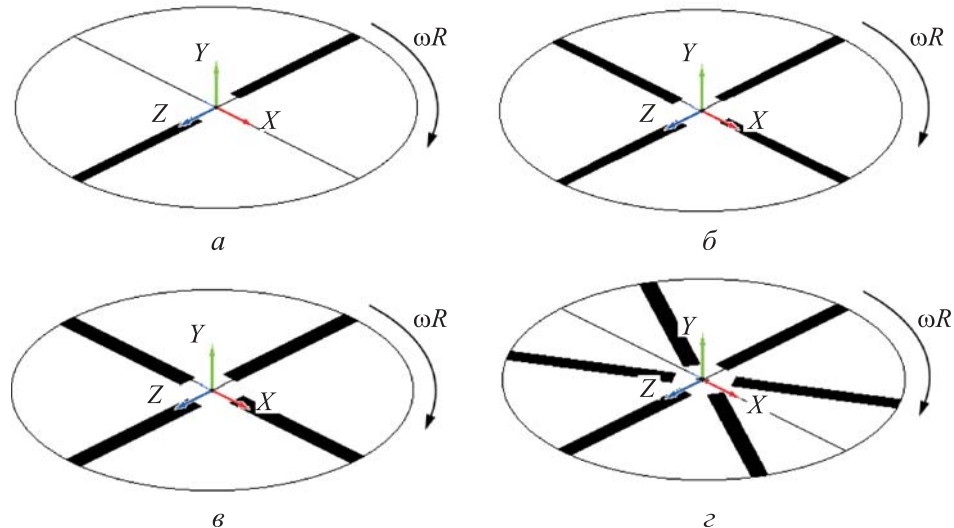


Рис. 5. Расчетные модели винтов для параметрических исследований:

a — $k_{\text{л}} = 2$; $\sigma = 0,04$ (НВ № 1–4); *б* — $k_{\text{л}} = 4$; $\sigma = 0,08$ (НВ № 5–8);
в — $k_{\text{л}} = 4$; $\sigma = 0,12$ (НВ № 9–12); *г* — $k_{\text{л}} = 6$; $\sigma = 0,16$ (НВ № 13–16)

Параметрические расчеты и их результаты. Для исследования влияния крутки лопастей $\Delta\varphi_{\Sigma}$ на аэродинамические характеристики винта на режимах «вихревого кольца» исследовался ряд компоновок НВ. Было рассмотрено четыре варианта нагрузки на ометаемую поверхность (на висении) P_0 , охватывающих характерный для вертолетов диапазон значений: $P_0 = 150; 300; 450; 600$ Па. Для каждого значения нагрузки P_0 было рассмотрено четыре варианта крутки лопасти: $\Delta\varphi_{\Sigma} = 8^\circ; 0; -8^\circ; -16^\circ$. Следует отметить, что положительная крутка $\Delta\varphi_{\Sigma} = 8^\circ$ не характерна для вертолетных НВ, она используется на автожирах и была рассмотрена для сравнения. Нулевая и отрицательные крутки $\Delta\varphi_{\Sigma} = 0; -8^\circ; -16^\circ$ используются на НВ существующих серийных вертолетов. Относительный комлевой радиус лопасти во всех случаях составлял $r_0/R = 0,15$. Таким образом, рассматривались компоновки НВ № 1–16 из табл. 1.

Для исследования влияния нагрузки на ометаемую поверхность и на аэродинамические характеристики также использовались компоновки НВ № 1–16, только иначе сгруппированные для анализа. Для каждого фиксированного значения крутки $\Delta\varphi_{\Sigma}$ были рассмотрены четыре варианта нагрузки: $P_0 = 150; 300; 450; 600$ Па.

Избранный подход с большим количеством моделей НВ позволяет рассмотреть оба параметра независимо и определить «чистые» эффекты влияния крутки при фиксированной нагрузке и нагрузки при фикси-

рованной крутке. При сравнении реальных НВ это сделать затруднительно, так как у них произвольно меняются сразу оба параметра.

Диаграммы зависимостей среднего по времени (с учетом возможных пульсаций) относительного коэффициента тяги НВ $c_{т.ср}/c_{т0} = f(\tilde{V}_y)$, где $c_{т.ср}$ — средний по времени коэффициент тяги винта, и амплитуд пульсаций коэффициента тяги $(\Delta c_t/2)/c_{т.ср} = f(\tilde{V}_y)$, где Δc_t — разность между максимальным и минимальным значениями коэффициента тяги винта, представлены на рис. 6–9. Эти зависимости позволяют проанализировать влияние крутки лопастей на аэродинамические характеристики НВ на режимах «вихревого кольца» для различных фиксированных значений нагрузки P_0 . В качестве скорости набегающего на винт потока на всех диаграммах используется относительная скорость «с волной» $\tilde{V}_y$.

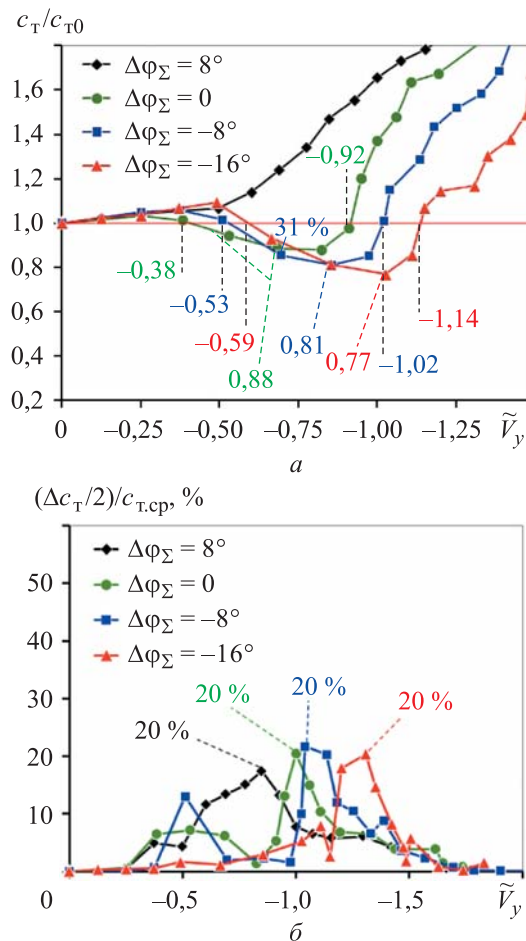


Рис. 6. Зависимости аэродинамических характеристик от относительной скорости «с волной» для НВ № 1–4 ($P_0 = 150$ Па; $k_L = 2$; $\sigma = 0,04$) при $\varphi_7 = \text{const}$ и разных $\Delta\varphi_\Sigma$:

$$a — c_{т.ср}/c_{т0} = f(\tilde{V}_y); \quad б — (\Delta c_t/2)/c_{т.ср} = f(\tilde{V}_y)$$

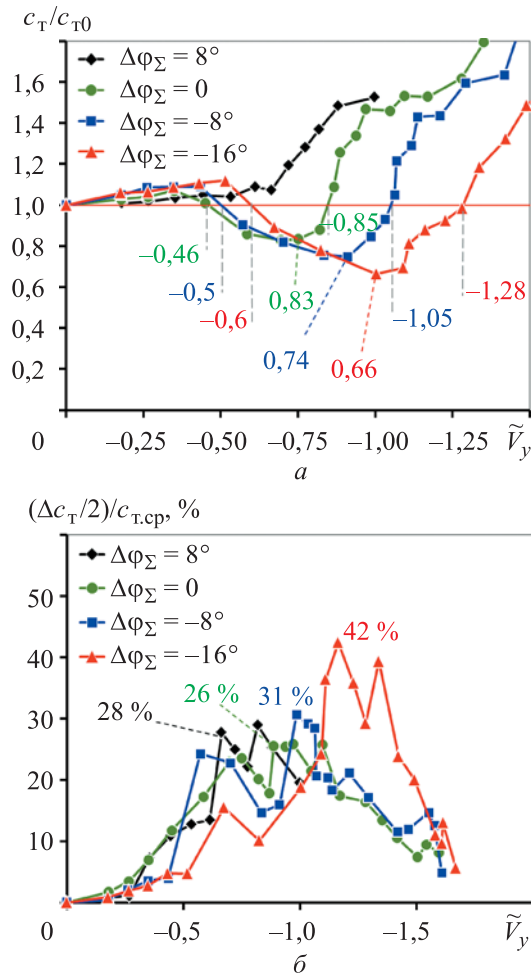


Рис. 7. Зависимости аэродинамических характеристик для НВ № 5–8 ($P_0 = 300$ Па; $k_n = 4$; $\sigma = 0,08$) от относительной скорости «с волной» при $\varphi_7 = \text{const}$:
 $a — c_{T,cr}/c_{T0} = f(\tilde{V}_y)$; $b — (\Delta c_T/2)/c_{T0} = f(\tilde{V}_y)$

На рис. 6 видно, что область режимов «вихревого кольца», которая определяется по критерию падения тяги НВ $c_{T,cr}/c_{T0} < 1$, с увеличением отрицательной крутки лопастей $\Delta\varphi_\Sigma$ последовательно смещается и расширяется на существенно большие относительные скорости «с волной» вертикального снижения $\tilde{V}_y$. Например, для $P_0 = 150$ Па (см. рис. 6, а) нижняя граница области режимов «вихревого кольца» для крутки $\Delta\varphi_\Sigma = 0$ соответствует относительной скорости «с волной» $\tilde{V}_y = -0,9$, а при $\Delta\varphi_\Sigma = -16^\circ$ — $\tilde{V}_y = -1,1$. С увеличением нагрузки P_0 эта разница становится больше. При $P_0 = 300$ Па (см. рис. 7, а) и $P_0 = 450$ Па (см. рис. 8, а) нижняя граница для $\Delta\varphi_\Sigma = -16^\circ$ соответствует относительной скорости $\tilde{V}_y = -1,2$, а при $P_0 = 600$ Па (см.

рис. 9, а) и крутке $\Delta\varphi_\Sigma = -16^\circ$ нижняя граница наблюдается на скорости «с волной» $\tilde{V}_y = -1,32$.

С ростом отрицательной крутки наряду с увеличением непосредственно области режимов «вихревого кольца» по координате $\tilde{V}_y$ усиливается падение относительного коэффициента тяги винта $c_{т.ср}/c_{т0}$. Так, при $P_0 = 150$ Па и $\Delta\varphi_\Sigma = 0$ (см. рис. 6, а) коэффициент $c_{т.ср}/c_{т0}$ снижается до 0,88 (на 12 %), а при $\Delta\varphi_\Sigma = -16^\circ$ — до 0,77 (на 23 %). При $P_0 = 600$ Па это падение составляет уже 0,8 (20 %) и 0,65 (35 %) для $\Delta\varphi_\Sigma = 0$ и $\Delta\varphi_\Sigma = -16^\circ$ соответственно (см. рис. 9, а), т. е. с ростом нагрузки на винт P_0 падение тяги на режимах «вихревого кольца» также усиливается.

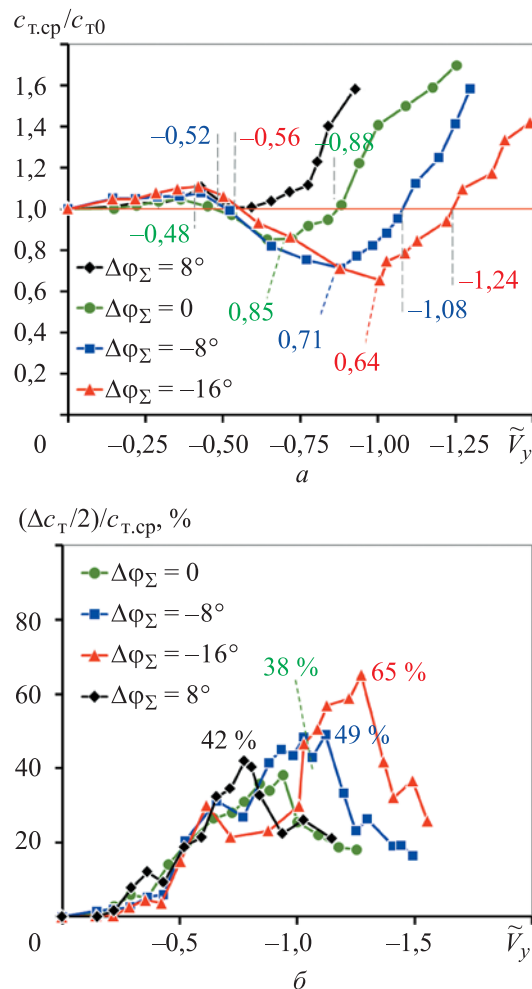


Рис. 8. Зависимости аэродинамических характеристик для НВ № 9–12 ($P_0 = 450$ Па; $k_\lambda = 4$; $\sigma = 0,12$) от относительной скорости «с волной» при $\varphi_7 = \text{const}$:

$$a — c_{т.ср}/c_{т0} = f(\tilde{V}_y); \quad б — (\Delta c_t/2)/c_{т0} = f(\tilde{V}_y)$$

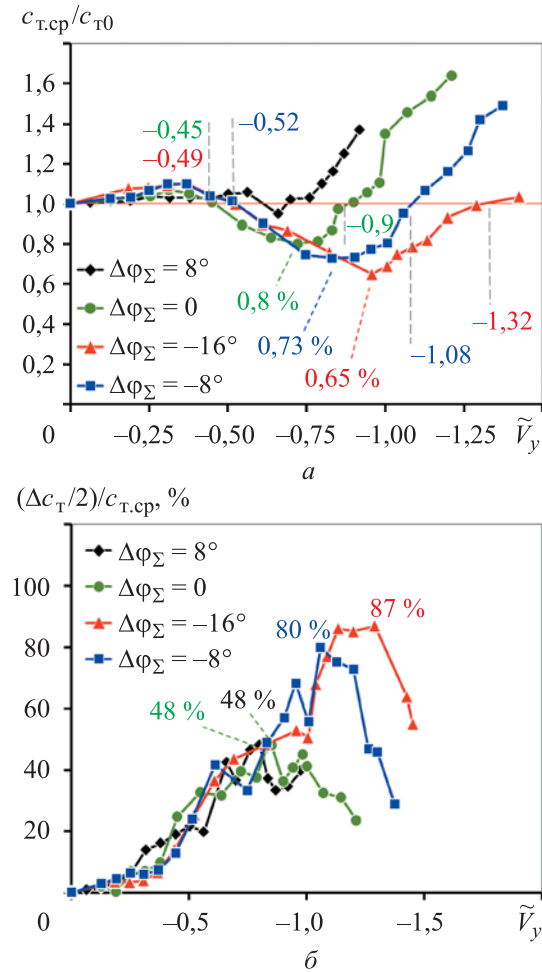


Рис. 9. Зависимости аэродинамических характеристик для НВ № 13–16 ($P_0 = 600$ Па; $k_n = 6$; $\sigma = 0,16$) от относительной скорости «с волной» при $\varphi_7 = \text{const}$ и разных $\Delta\varphi_\Sigma$:

$$a — c_{т.ср}/c_{т0} = f(\tilde{V}_y); \quad б — (\Delta c_t/2)/c_{т.ср} = f(\tilde{V}_y)$$

Отдельно из рис. 6–9 можно отметить, что в случае положительной «автожирной» крутки лопастей $\Delta\varphi_\Sigma = 8^\circ$ при рассмотренных значениях $P_0 = 150; 300; 450$ и 600 Па падения относительной тяги НВ $c_{т.ср}/c_{т0} < 1$ во всем рассмотренном диапазоне скоростей практически не наблюдается. При этом сохраняются пульсации тяги с амплитудами, сопоставимыми с нулевой и отрицательной крутками ($\Delta\varphi_\Sigma = 0$ и -8°).

Из анализа представленных на рис. 6–9 зависимостей амплитуды пульсаций тяги $(\Delta c_t/2)/c_{т.ср} = f(\tilde{V}_y)$ следует, что с ростом крутки максимальные амплитуды пульсаций тяги также значительно возрастают, особенно для больших значений нагрузки P_0 . Так, при $P_0 = 150$ Па и $\Delta\varphi_\Sigma = -16^\circ$ (см. рис. 6, б) амплитуда пульсаций тяги на режимах

«вихревого кольца» составляет около 20 % от средней величины тяги, а при $P_0 = 600$ Па и $\Delta\varphi_\Sigma = -16^\circ$ (см. рис. 9, б) — достигает 90 %.

Для комплексного анализа влияния крутки и нагрузки на аэродинамические характеристики винта на режимах «вихревого кольца» удобно построить отдельные диаграммы, отражающие влияние данных параметров на границы этих режимов и на показатели максимального падения тяги и максимальной амплитуды тяги.

Диаграмма, иллюстрирующая влияние крутки лопастей на величину минимума относительного коэффициента тяги $(c_{т.ср}/c_{т0})_{\min} = f(\Delta\varphi_\Sigma)$, т. е. максимального падения тяги на режимах «вихревого кольца», приведена на рис. 10. На нее нанесены четыре зависимости, соответствующие нагрузкам $P_0 = 150; 300; 450; 600$ Па. На рисунке видно, что крутка лопастей $\Delta\varphi_\Sigma$ оказывает значительное влияние на падение тяги винта. При положительной крутке $\Delta\varphi_\Sigma = 8^\circ$ снижения тяги не происходит, а при отрицательной крутке $\Delta\varphi_\Sigma = -16^\circ$ тяга падает до 35 % по сравнению с тягой на режиме висения.

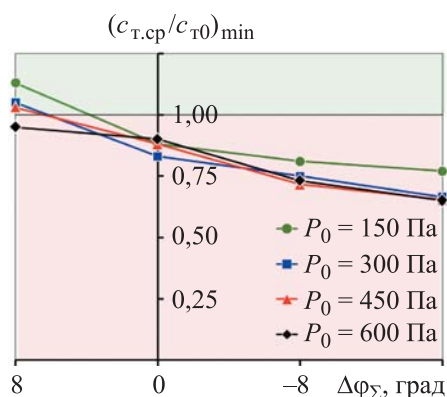


Рис. 10. Зависимость минимума относительного коэффициента тяги $(c_{т.ср}/c_{т0})_{\min}$ от крутки лопастей $\Delta\varphi_\Sigma$ при разных P_0

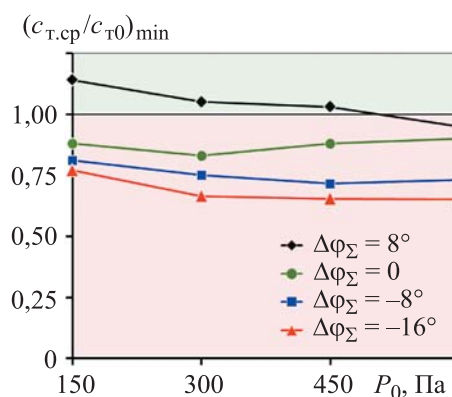


Рис. 11. Зависимость минимума относительного коэффициента тяги $(c_{т.ср}/c_{т0})_{\min}$ от нагрузки на винт P_0 при разных $\Delta\varphi_\Sigma$

Зависимости $(c_{т.ср}/c_{т0})_{\min} = f(P_0)$, для различных фиксированных значений крутки $\Delta\varphi_\Sigma$ даны на рис. 11, на котором видно, что влияние нагрузки P_0 на падение тяги НВ, в отличие от влияния крутки, невелико.

Диаграмма, представленная на рис. 12, иллюстрирует влияние крутки лопастей на величину максимальной амплитуды пульсаций коэффициента тяги $((\Delta c_t/2)/c_{т.ср})_{\max} = f(\Delta\varphi_\Sigma)$. Видно, что крутка лопастей $\Delta\varphi_\Sigma$ значительно влияет на величину амплитуды пульсаций тяги при больших значениях нагрузки $P_0 = 450; 600$ Па. Амплитуда при этом возрастает в 1,5–2,0 раза при изменении крутки $\Delta\varphi_\Sigma$ от 0 до -16° . При $P_0 = 150$ Па такого влияния не наблюдается, а при $P_0 = 300$ Па оно невелико.

Из анализа приведенных на рис. 13 зависимостей $((\Delta c_T/2)/c_{T,CP})_{\max} = f(\Delta\varphi_\Sigma)$ следует, что с ростом нагрузки P_0 максимальная амплитуда пульсаций и коэффициент тяги возрастают практически линейно, однако при крутках $\Delta\varphi_\Sigma$ от -8° к -16° она растет быстрее и сильнее.

Как известно, на режимах висения применение отрицательной крутки лопастей $\Delta\varphi_\Sigma = -8$ и -16° приводит к существенному увеличению относительного КПД винта, в то время как винт с «автожирной» положительной круткой $\Delta\varphi_\Sigma = 8^\circ$ на висении будет иметь низкий КПД.

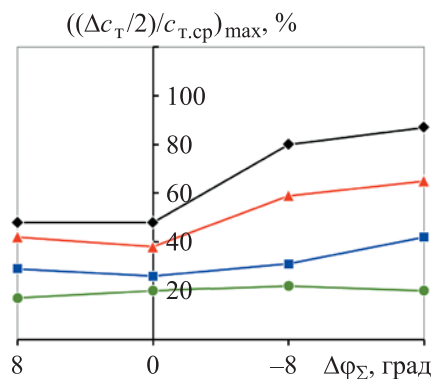


Рис. 12. Влияние крутки лопастей $\Delta\varphi_\Sigma$ на величину $((\Delta c_T/2)/c_{T,CP})_{\max}$

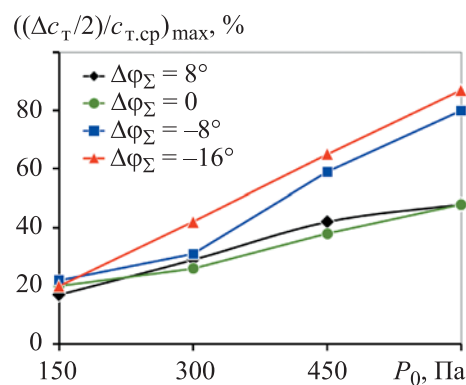


Рис. 13. Влияние нагрузки на винт P_0 на величину $((\Delta c_T/2)/c_{T,CP})_{\max}$ при разных $\Delta\varphi_\Sigma$

Как показали представленные выше результаты, на режимах «вихревого кольца» влияние крутки на средний индекс направленности (АДХ) НВ, в частности, на известный для данных режимов эффект падения тяги винта при фиксированном шаге, имеет обратный характер. Увеличение отрицательной крутки приводит к возрастанию падения тяги и увеличению ее пульсаций, а применение положительной крутки, напротив, — к фактическому отсутствию падения тяги НВ на режимах «вихревого кольца» (хотя и при сохранении ее пульсаций).

Для объяснения этого эффекта необходимо рассмотреть условия обтекания и работу профилей лопасти по радиусу винта для различных режимов и значений крутки. В качестве примера рассмотрим применение различных $\Delta\varphi_\Sigma$ при фиксированной нагрузке $P_0 = 450$ Па (см. рис. 8, а). Максимальное падение тяги при крутках $\Delta\varphi_\Sigma = 8, 0, -8$ и -16° для данного НВ наблюдалось на скоростях $V_y = 8, 8, 10$ и 11 м/с соответственно. Зависимости $c_T = f(n)$ для указанных режимов и для режима висения приведены на рис. 14, на котором видно, как осредненные по времени с учетом пульсаций значения тяги $c_{T,CP}$ при различных крутках соотносятся с тягой на висении c_{T0} . Так, при $\Delta\varphi_\Sigma = -16^\circ$ тяга $c_{T,CP}$ падает на 35 %, а при $\Delta\varphi_\Sigma = 8^\circ$ падения тяги не наблюдается.

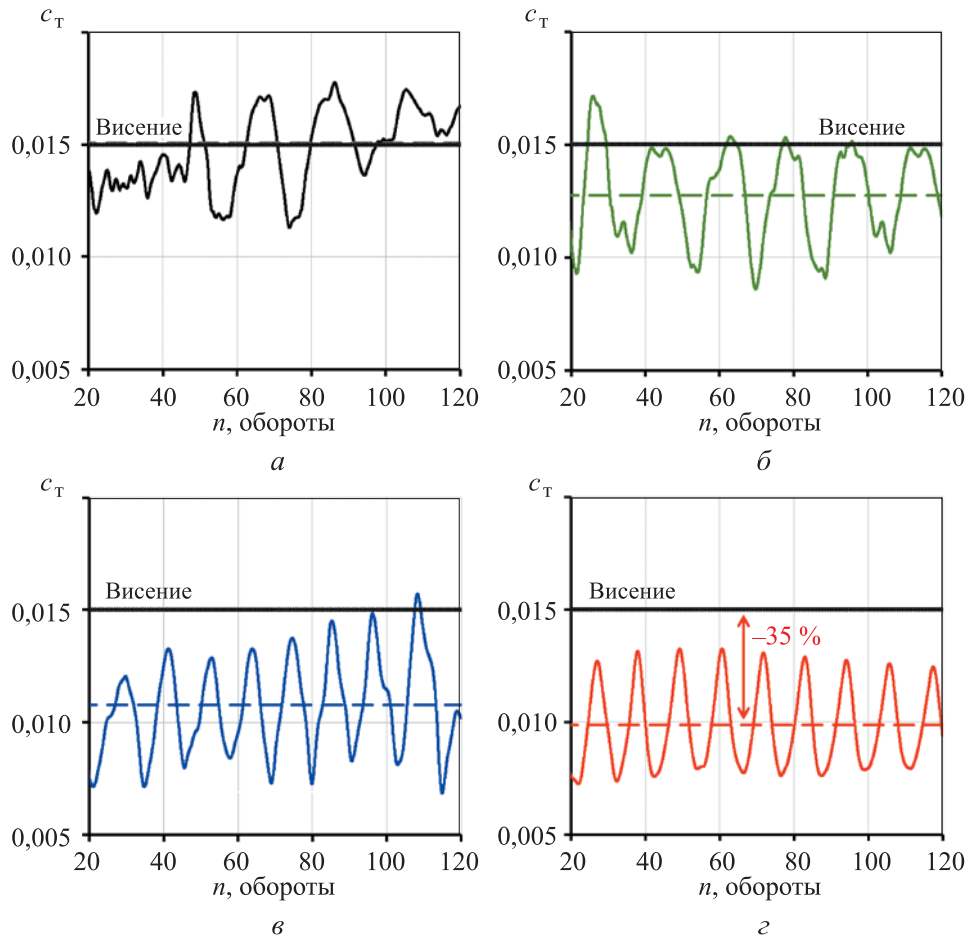


Рис. 14. Зависимости $c_T = f(n)$ при $P_0 = 450$ Па, $k_d = 4$, $\sigma = 0,12$ для различных скоростей V_y , соответствующих режимам с максимальным падением тяги $(c_{T,cp}/c_{T0})_{min}$:
 а — $V_y = 8$ м/с, $\Delta\varphi_\Sigma = 8^\circ$; б — $V_y = 8$ м/с, $\Delta\varphi_\Sigma = 0$; в — $V_y = 10$ м/с, $\Delta\varphi_\Sigma = -8^\circ$;
 г — $V_y = 11$ м/с, $\Delta\varphi_\Sigma = -16^\circ$

Зависимости распределения истинного угла атаки профиля лопасти по радиусу $\alpha_n = f(r/R)$ для приведенных на рис. 14 режимов, а также для соответствующих режимов висения показаны на рис. 15. Из-за пульсаций тяги углы атаки винта на снижении в области режимов «вихревого кольца» меняются по времени и имеют максимальные, средние и минимальные значения, зависимости которых приведены на графиках. Видно, что крутка лопасти существенно влияет на характер распределения углов атаки по радиусу лопасти.

Зависимости $\alpha_n = f(r/R)$ для $\Delta\varphi_\Sigma = -8$ (рис. 15, в) и -16° (рис. 15, г), обеспечивающие максимальный КПД на висении, дают более равномерное распределение углов атаки вдоль лопасти. Крутки $\Delta\varphi_\Sigma = 8^\circ$ (рис. 15, а) и 0 (рис. 15, б) на висении, напротив, приводят к малым углам атаки на комле лопасти и большим — на конце, что вызывает

увеличение потребной мощности и падение КПД. На режимах «вихревого кольца» большие отрицательные крутки сопровождаются резким уменьшением углов атаки на конце лопасти, что существенно снижает тягу винта.

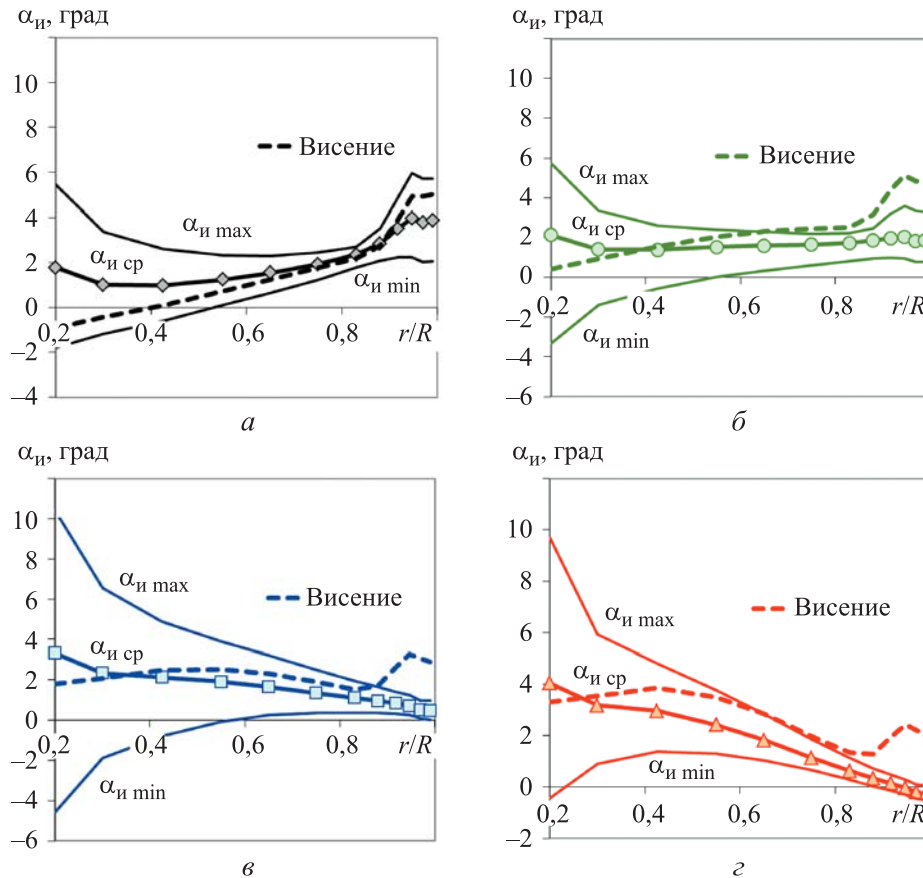


Рис. 15. Зависимости $\alpha_{и} = f(r/R)$ при $k_{л} = 4$, $P_0 = 450$ Па, $\sigma = 0,12$ для различных скоростей V_y (см. рис. 13):
 а — $V_y = 8$ м/с; $\Delta\varphi_{\Sigma} = 8^\circ$; б — $V_y = 8$ м/с; $\Delta\varphi_{\Sigma} = 0$; в — $V_y = 10$ м/с; $\Delta\varphi_{\Sigma} = -8^\circ$;
 г — $V_y = 11$ м/с; $\Delta\varphi_{\Sigma} = -16^\circ$

Наилучший закон распределения среднего угла атаки $\alpha_{и} = f(r/R)$ наблюдается на режиме «вихревого кольца» при положительной крутке лопасти $\Delta\varphi_{\Sigma} = 8^\circ$, когда на конце лопасти нет резкого снижения углов атаки (см. рис. 15, а). Как было показано выше, падения среднего значения тяги на режиме «вихревого кольца» в этом случае не наблюдается (см. рис. 14, а). Таким образом, при положительной крутке лопастей режим «вихревого кольца» протекает без снижения средней тяги $c_{т,ср}$ и, соответственно, роста потребной мощности, т. е. без основных негативных эффектов режимов «вихревого кольца». Из-за низкого КПД на висении использование положительной крутки

на вертолетах нецелесообразно. Однако в случае создания лопастей с изменяемой в полете активной круткой выполнение крутого снижения при таком законе крутки будет безопаснее.

Диаграммы, описывающие верхнюю и нижнюю границы режимов «вихревого кольца» по критерию снижения тяги $c_{т.ср}/c_{т0} < 1$ в координате безразмерной скорости вертикального снижения «с волной» $\tilde{V}_y$ в зависимости от крутки лопастей $\Delta\varphi_\Sigma$, приведены на рис. 16, а, нагрузки на ометаемую поверхность винта P_0 — на рис. 16, б. Из анализа диаграмм на рис. 16 можно сделать вывод, что крутка лопасти оказывает наибольшее влияние на расширение нижней границы режимов «вихревого кольца» винта. Влияние нагрузки на границы режимов «вихревого кольца» (по скорости снижения «с волной» $\tilde{V}_y$) невелико, хотя при пересчете этой границы в абсолютные скорости V_y влияние будет значительным.

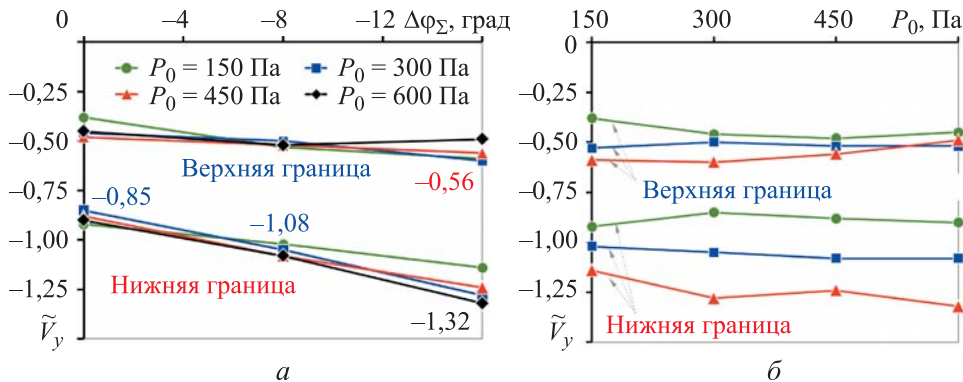


Рис. 16. Верхняя и нижняя границы режимов «вихревого кольца» по критерию снижения тяги винта $c_{т.ср}/c_{т0} < 1$:
а — влияние крутки $\Delta\varphi_\Sigma$; б — влияние нагрузки P_0

Итоговая диаграмма, объединяющая диаграммы, приведенные на рис. 5–8, представлена на рис. 17. Влияние нагрузки на ометаемую поверхность винта P_0 показано в виде области, соответствующей рассмотренному диапазону нагрузок $P_0 = 150 \dots 600$ Па. Каждая область определенного цвета, в свою очередь, соответствует одному из рассмотренных значений крутки $\Delta\varphi_\Sigma = 8^\circ, 0, -8^\circ$ или -16° . Видно, что границы режимов «вихревого кольца» при различных нагрузках P_0 расслаиваются и смещаются по безразмерной скорости с волной $\tilde{V}_y$ на 8–14 %. Данный вывод согласуется с результатами расчетных исследований, представленными в работе Н.У. Тябрисовой и В.А. Ивчина [20], где для ряда одновинтовых вертолетов марки «Ми» рассматривался вопрос влияния величины нагрузки на границы режимов «вихревого кольца» в координатах $\tilde{V}_x$ — $\tilde{V}_y$.

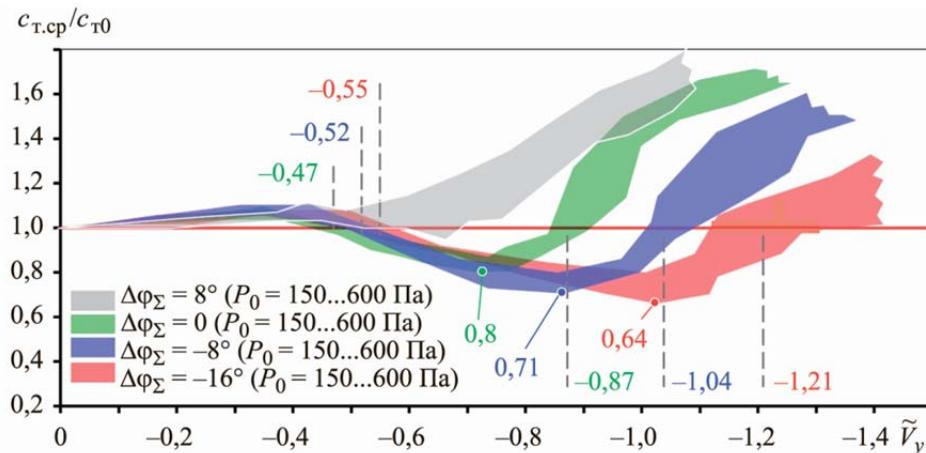


Рис. 17. Влияние крутки $\Delta\varphi_\Sigma$ и нагрузки P_0 на области, описывающие зависимости $c_{т.ср}/c_{т0} = f(\tilde{V}_y)$ на режимах вертикального снижения при $c_{т0}/\sigma = 0,125 = \text{const}$, $\varphi_7 = \text{const}$ и $\alpha_b = 90^\circ$

Из графиков на рис. 17 также следует, что влияние крутки на границы режимов «вихревого кольца», особенно на нижнюю границу, велико и достигает 40 % при изменении крутки с $\Delta\varphi_\Sigma = 0$ до $\Delta\varphi_\Sigma = -16^\circ$. Такой результат со значительным расслоением границ режимов «вихревого кольца» в зависимости от нагрузки хорошо согласуется с результатами, приведенными в монографии Э.А. Петросяна [3] для различных соосных вертолетов марки «Ка». При этом фактор крутки лопастей там не рассматривается, а смещение границ также связывается с ростом нагрузки на ометаемую поверхность винта.

Таким образом, можно заключить, что необходимо учитывать оба фактора — и крутку, и нагрузку, которые существенно и комплексно влияют на аэродинамические характеристики и границы режимов «вихревого кольца» винта.

Заключение. Выполнены широкомасштабные параметрические исследования аэродинамических характеристик НВ с различными значениями крутки лопастей $\Delta\varphi_\Sigma$ и нагрузки на ометаемую поверхность P_0 на режимах вертикального снижения в области режимов «вихревого кольца» при фиксированных углах шага винта $\varphi_7 = \text{const}$. Получены и проанализированы зависимости коэффициентов тяги НВ и амплитуд пульсаций коэффициентов тяги по времени и скорости вертикального снижения V_y . Показано, что крутка лопастей $\Delta\varphi_\Sigma$ и нагрузка на ометаемую поверхность НВ P_0 оказывают значительное комплексное влияние (нагрузка — в меньшей, а крутка — в большей степени) на границы режимов «вихревого кольца» НВ, построенные в относительных скоростных координатах «с волной» $\tilde{V}$. Подтверждена невозможность получения универсальных для любых винтов границ

режимов «вихревого кольца» НВ в относительных скоростных координатах «с волной» $\tilde{V}_x - \tilde{V}_y$ и показана необходимость их определения с учетом индивидуальных характеристик винтов. Установлено, что применение положительной крутки лопастей позволяет избежать снижения тяги и, соответственно, существенного роста потребной мощности на режимах «вихревого кольца». Данное свойство может быть использовано для повышения безопасности полета вертолета на режимах «вихревого кольца» в случае реализации проектов несущих винтов с изменяемой «активной» круткой лопастей.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] 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, 21(6), с. 43–53.
- [2] Акимов А.И. *Аэродинамика и летные характеристики вертолетов*. Москва, Машиностроение, 1988, 144 с.
- [3] Петросян Э.А. *Аэродинамика соосного вертолета*. Москва, Полигон-Пресс, 2004, 820 с.
- [4] 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.
- [5] Yeates J.E. Flight measurements of the vibration experienced by a tandem helicopter in transition, vortex-ring state, landing approach, and yawed flight. *NACA-TN-4409*, September 1958.
- [6] 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.
- [7] Castles J., 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*. October 1, 1951.
- [8] Yaggy P.F., Mort K.W. Wind-tunnel tests of two VTOL propellers in descent. *NASA-TND-1766*. March 1, 1963.
- [9] 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.
- [10] Azuma A., Obata A. Induced Flow Variation of the helicopter rotor operating in the vortex ring state. *Journal of Aircraft*, 1968, vol. 5, iss. 4, pp. 381–386.
- [11] 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, DC, 1974, May, 13 p.
- [12] Xin H., Gao Z. A Prediction of the helicopter vortex-ring state boundary. In: *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 1996, no. 1, pp. 14–19.
- [13] Betzina M.D. Tiltrotor descent aerodynamics: a small-scale experimental investigation of vortex ring state. In: *American Helicopter Society 57th Annual Forum*. Washington, DC, 2001, May, 12 p.
- [14] 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.

- [15] 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.
- [16] Шайдаков В.И. Теоретические исследования работы несущего винта вертолета на режимах вертикального снижения. *Известия вузов. Авиационная техника*, 1960, № 1, с. 43–51.
- [17] Вождаев Е.С. Теория несущего винта на режимах вихревого кольца. *Труды ЦАГИ, вып. 1184*. Москва, 1970, 18 с.
- [18] Wolkovitch J. Analytical prediction of vortex-ring state boundaries for helicopters in steep descents. *Journal of the American Helicopter Society*, 1972, vol. 17, no. 3, pp. 13–19.
- [19] Peters D.A., Chen S.Y. Momentum theory, dynamic inflow, and the vortex ring state. *Journal of the American Helicopter Society*, 1982, vol. 27, no. 3, pp. 18–24.
- [20] 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. Мила*, 1997, с. 97–106.
- [21] 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.
- [22] 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: *American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., AIAA Scitech 2019 Forum*. San Diego, USA, 2019.
- [23] 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.
- [24] Murat Şenipek, İlgaz Doğa Okcu, Ozan Tekinalp, Kemal Leblebicioğlu. System identification of E-VTOL rotor in vortex ring state by viscous vortex particle method. In: *49th European Rotorcraft Forum*. Bückeburg, Germany, September 2023.
- [25] Белоцерковский С.М., Локтев Б.Е., Ништ М.И. Исследование на ЭВМ аэродинамических и упругих характеристик винтов вертолета. Москва, Машиностроение, 1992, 224 с.
- [26] 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.
- [27] 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.
- [28] 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.
- [29] 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.
- [30] Brown R., Leishman J., Newman S., Perry F. Blade twist effects on rotor behaviour in the vortex ring state. In: *28th European Rotorcraft Forum*, Bristol, UK, September, 2002.
- [31] 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.

- [32] 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.
- [33] 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>
- [34] 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.

Статья поступила в редакцию 26.04.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Макеев П.В. Влияние крутки лопастей и нагрузки на ометаемую поверхность на аэродинамические характеристики несущего винта на режимах «вихревого кольца». *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 7. EDN RIPEOA

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

The effects of blade twist and swept surface load on the main rotor aerodynamic characteristics in the vortex ring state modes

© P.V. Makeev

Moscow Aviation Institute, Moscow, 125993, Russian Federation

The paper presents results of parametric studies of the geometric layout (blade twist) and the swept surface load on the main rotor (MR) aerodynamic characteristics and the vortex ring state boundaries. It considers the MR vertical descent in the 0–26 m/s speed range with the fixed blade installation angle. The research was carried out based on the nonlinear bladed vortex rotor model developed at the Department of Helicopter Design of the Moscow Aviation Institute. The model was validated using data from the well-known Washizu & Azuma experiments. Parametric studies examined 16 MR models with various combinations of blade twist and swept surface load (in hover). It was established that the considered parameters were significantly influencing the MR aerodynamic characteristics and the vortex ring state boundaries, including those boundaries constructed in the descent dimensionless relative speed. The conclusions drawn make it possible to explain differences in the vortex ring state boundaries constructed in the relative coordinates and observed in the experimental studies, linking them with the rotor parameters. Thus, comprehensive consideration of the rotor blade twist and the swept surface load is required in analyzing the helicopter rotor vortex ring state boundaries.

Keywords: nonlinear vortex model, main rotor, blade twist, swept surface load, vortex ring state, aerodynamic characteristics

REFERENCES

- [1] Ignatkin Y.M., Makeev P.V., Shomov A.I. Raschetnoe issledovanie vliyaniya geometricheskoy komponovki nesushchikh vintov na KPD na rezhime viseniya na baze nelineynoy lopastnoy vikhrevoy modeli [Calculated research of influence of helicopter main rotors geometry on the efficiency in hover mode based on the nonlinear vortex model]. *Nauchnyi vestnik MGTU GA — Civil Aviation High Technologies*, 2018, vol. 21, no. 6, pp. 86–90.
- [2] Akimov A.I. *Aerodinamika i letnye kharakteristiki vertoletov* [Aerodynamics and performance of helicopters]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988, 144 p.
- [3] Petrosyan E.A. *Aerodinamika soosnogo vertoletu* [Aerodynamics of coaxial helicopter]. Moscow, Poligon-Press Publ., 2004, 820 p.
- [4] 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.
- [5] 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 1, 1958.
- [6] 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, no. 266, pp. 107–111.
- [7] Castles J., 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*, October 1, 1951.

- [8] Yaggy P.F., Mort K.W. Wind-tunnel tests of two VTOL propellers in descent. *NASA-TND-1766*, March 1, 1963.
- [9] 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.
- [10] Azuma A., Obata A. Induced flow variation of the helicopter rotor operating in the vortex ring state. *Journal of Aircraft*, 1968, vol. 5, iss. 4, pp. 381–386.
- [11] 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, DC, May 1974, 13 p.
- [12] 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.
- [13] Betzina M.D. Tilt rotor descent aerodynamics: A small-scale experimental investigation of vortex ring state. In: *American Helicopter Society 57th Annual Forum*, Washington, DC, May 2001, 12 p.
- [14] 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.
- [15] 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.
- [16] Shaidakov V.I. Teoreticheskie issledovaniya raboty nesushchego vinta vertolet 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.
- [17] 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.
- [18] Wolkovitch J. Analytical prediction of vortex-ring state boundaries for helicopters in steep descents. *Journal of the American Helicopter Society*, 1972, vol. 17, no. 3, pp. 13–19.
- [19] Peters D.A., Chen S.Y. Momentum theory, dynamic inflow, and the vortex ring state. *Journal of the American Helicopter Society*, 1982, vol. 27, no. 3, pp. 18–24.
- [20] 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.
- [21] 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.
- [22] 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*). In: *American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., AIAA Scitech 2019 Forum*, 2019, San Diego, USA. <https://doi.org/10.2514/6.2019-1098>
- [23] 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.
- [24] Murat Şenipek, İlgez Doğa Okcu, Ozan Tekinalp, Kemal Leblebicioğlu. System identification of E-VTOL rotor in vortex ring state by viscous vortex particle

- method. In: *49th European Rotorcraft Forum*. Buckeburg, Germany, September 2023.
- [25] Belotserkovsky S.M., Loktev B.E., Nisht M.I. *Issledovanie na EVM aerodinamicheskikh i aerouprugikh kharakteristik vertoletov* [Computer-Assisted Research of the Aerodynamic and Elastic Properties of Helicopter Rotors]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1992, 224 p.
- [26] 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.
- [27] Anikin V.A., Pavlidi F.N. Osobennosti aerodinamiki nesushchikh vintov na rezhimakh snizheniya i tormozheniya vertoletov [Features of the rotor aerodynamics in helicopter descent and braking modes]. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal "Polet"* — *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, 2004, no. 9, pp. 52–59.
- [28] 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.
- [29] 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.
- [30] Brown R., Leishman J., Newman S., Perry F. Blade twist effects on rotor behaviour in the vortex ring state. In: *28th European Rotorcraft Forum*, Bristol, UK, September 2002.
- [31] Ignatkin Yu.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 vertoletov [Nonlinear blade vortex theory of a rotor and its applications for calculating aerodynamic characteristics of the helicopter main and tail rotors]. *Vestnik Moskovskogo avia-tsionnogo instituta — Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 5, pp. 24–31.
- [32] 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.
- [33] Makeev P.V., Ignatkin Yu.M., Shomov A.I., Selemenov S.V. Chislennoe modelirovaniye i analiz granits rezhimov "vikhrevogo koltsa" nesushchego vinta vertoletov Ka-62 [Numerical simulation and analysis of the vortex ring state boundaries of the Ka-62 helicopter main rotor]. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2024, iss. 1. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2024-1-233021>
- [34] Makeev P.V., Ignatkin Yu.M. Vliyanie 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.

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