

## АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Научная статья

УДК 629.735

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179102>

### ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПОПАДАНИЯ РУЛЕВОГО ВИНТА В РЕЖИМЫ «ВИХРЕВОГО КОЛЬЦА» ПОД ВОЗДЕЙСТВИЕМ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Павел Вячеславович Макеев<sup>1</sup> ✉, Юрий Михайлович Игнаткин<sup>2</sup>, Александр Иванович Шомов<sup>3</sup>,  
Валерий Андреевич Ивчин<sup>4</sup>

<sup>1, 2</sup> Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
Москва, Россия

<sup>3</sup> Национальный центр вертолетостроения им. М.Л. Миля и Н.И. Камова,  
Томилино, Московская область, Россия

<sup>4</sup> Конструкторское бюро «Хелибюро»,  
Москва, Россия

<sup>1</sup> [makeevpv@mai.ru](mailto:makeevpv@mai.ru) ✉

<sup>2</sup> [ignatkinym@mai.ru](mailto:ignatkinym@mai.ru)

<sup>3</sup> [a.shomov@nhc.aero](mailto:a.shomov@nhc.aero)

<sup>4</sup> [valivchin@mail.ru](mailto:valivchin@mail.ru)

**Аннотация.** На примере комбинации несущего винта (НВ) и рулевого винта (РВ) вертолета типа Ми-8/17 исследуется возможность попадания РВ в режимы «вихревого кольца» при полете с малыми скоростями со скольжением под влиянием вихревого следа НВ. Используется нелинейная вихревая модель винта, разработанная на кафедре «Проектирование вертолетов» МАИ. Выполнены параметрические расчеты для различных скоростей набегающего потока в диапазоне  $V = 0 \dots 20$  м/с и круговой обдувки по углу скольжения вертолета  $\beta$ . Обнаружена область режимов полета  $V = 6,25 \dots 7,5$  м/с и  $\beta = 20 \dots 40^\circ$ , где воздействие вихревого следа НВ приводит к попаданию РВ в режимы «вихревого кольца», сопровождающиеся пульсациями тяги и крутящего момента винта, ростом потребной на вращения РВ мощности до 30%, а также значительным увеличением потребных углов установки лопастей РВ по сравнению с изолированным РВ. Показана возможность возникновения условий, когда влияние НВ снижает аэродинамические характеристики РВ при любых углах скольжения (углах разворота вертолета по отношению к внешнему потоку). Увеличение потребных углов установки и потребной на вращения РВ мощности в таких условиях может быть одной из предпосылок неуправляемого вращения вертолета одновинтовой схемы.

**Ключевые слова:** нелинейная вихревая модель, несущий винт, рулевой винт, полет вертолета со скольжением, интерференция винтов, режимы «вихревого кольца»

**Для цитирования:** Макеев П.В., Игнаткин Ю.М., Шомов А.И., Ивчин В.А. Исследование возможности попадания рулевого винта в режимы «вихревого кольца» под воздействием несущего винта // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 7–18. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179102>

# AERONAUTICAL AND SPACE-ROCKET ENGINEERING

Original article

## STUDYING THE POSSIBILITY OF THE TAIL ROTOR ENTERING THE “VORTEX RING” MODE UNDER THE MAIN ROTOR EFFECT

Pavel V. Makeev<sup>1</sup> ✉, Yurii M. Ignatkin<sup>2</sup>, Aleksandr I. Shomov<sup>3</sup>, Valerii A. Ivchin<sup>4</sup>

<sup>1,2</sup> Moscow Aviation Institute (National Research University),  
Moscow, Russia

<sup>3</sup> National Helicopter Center Mil & Kamov,  
Tomilino, Moscow region, Russia

<sup>4</sup> Design Bureau “Heliburo”,  
Moscow, Russia

<sup>1</sup> makeevpv@mai.ru ✉

<sup>2</sup> ignatkinym@mai.ru

<sup>3</sup> a.shomov@nhc.aero

<sup>4</sup> valivchin@mail.ru

### Abstract

In horizontal flight modes, the free vortex wake behind the main rotor (MR) blades transforms into a system of right and left longitudinal secondary vortex bundles located along the edges of the rotor disk. The said vortex structures largely determine the velocity field around the rotor. Their inductive effect is most the significant at low horizontal flight speeds, about 7–12 m/s, when they have maximum intensity. While a helicopter hovering in crosswind conditions and during horizontal flight with a sideslip, cases of a tail rotor (TR) hitting one of the vortex bundles of the MR are possible. The TR herewith passes through a significant external induced impact, which may lead to its aerodynamic characteristics deterioration.

Rapid development of computer technology and computational models allowed conducting fairly large-scale parametric (not limited to individual cases) studies of problems related to studying aerodynamics of the helicopters MR and TR combination with regard to the aerodynamic interference without limiting to separate cases.

The possibility of the TR entering the “vortex ring” state modes during the low-speed flight with sliding was studied on the example of the Mi-8/17 helicopter MR and TR combination employing a nonlinear free wake model developed at the MAI “Helicopter Design” department. The aerodynamic characteristics of the TR of a helicopter in an isolated setting and under the impact of the MR vortex wake (in MR + TR combination) at different flight speeds in the range of  $V = 0–20$  m/s and sliding angles in the range  $\beta = -180–180^\circ$  was considered. A special area of flight modes has been discovered, which are a combination of flight speeds of  $V = 6.25–7.5$  m/s and sliding angles of  $\beta = 20–40^\circ$ . The extra induced impact from the right secondary vortex core in this area leads to the TR entering the “vortex ring” state modes. The said TR “vortex ring” state modes are being accompanied by the thrust and TR torque pulsations, as well as increase in the required TR blade pitch angles. As computations revealed, it might lead in separate cases to the increase of the required power for the TR rotation up to 30% compared to the isolated TR without the MR impact.

The data obtained in the course of the study allow speaking about the existence of the flight speeds (wind speeds), at which the conditions of the TR flow-around under the impact of the MR vortex wake turn out to be unfavorable at any sliding angles (the angles of the helicopter rotation relative to the external flow). Increasing of the required TR blade pitch angles and required power under such conditions may be one of the prerequisites to the single-rotor helicopter uncontrolled rotations emergence.

**Keywords:** free wake model, main rotor, tail rotor, sideslip flight, aerodynamic interference, “vortex ring” mode

**For citation:** Makeev P.V., Ignatkin Yu.M., Shomov A.I., Ivchin V.A. Studying the Possibility of the Tail Rotor Entering the “Vortex Ring” Mode under the Main Rotor Effect. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 1, pp. 7–18. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179102>

## Введение

Известно, что на режимах горизонтального полета вихревой след за лопастями несущего винта (НВ) трансформируется в систему из правого (ПВВЖ) и левого (ЛВВЖ) продольных вторичных вихревых жгутов по краям диска винта, которые в значительной мере определяют поле скоростей вокруг винта [1–4]. При висении вертолета в условиях бокового ветра и при горизонтальном полете со скольжением возможны случаи попадания рулевого винта (РВ) в один из ВВЖ НВ вертолета. При этом РВ испытывает значительное индуктивное воздействие, изменяющее его аэродинамические характеристики. Особенно значительно это индуктивное воздействие при небольших скоростях горизонтального полета, около 7–12 м/с, когда ВВЖ НВ максимально интенсивны [5]. Как показали выполненные в ЦАГИ расчетно-экспериментальные исследования, в ряде случаев возможно отрицательное влияние вихревого следа НВ на РВ, приводящее к ухудшению его аэродинамических характеристик и росту потребной мощности [6]. При полете или висении с боковым ветром также возможно возникновение режимов «вихревого кольца» (ВК) РВ, которые могут привести к существенному ухудшению аэродинамических характеристик РВ. Снижение эффективности РВ, в свою очередь, может привести к неуправляемому вращению вертолета [7, 8]. Аэродинамические характеристики РВ, в том числе на режимах ВК, обычно исследуют изолированно, без учета влияния НВ [9]. При этом в реальной ситуации индуктивное влияние НВ может существенно изменить картину обтекания РВ и спровоцировать режимы ВК в условиях, в которых при изолированном РВ они не наблюдаются. Указанные выше обстоятельства делают исследование подобной и других задач, связанных с учетом интерференции между НВ и РВ вертолета на различных режимах полета, весьма актуальным. При этом исследования на основе летных испытаний или экспериментов в аэродинамической трубе сопряжены с повышенной опасностью, большой технической сложностью, трудоемкостью и со значительными затратами. Перспективным путем исследования подобных задач является численное моделирование. Для решения многих практических задач аэродинамики и динамики полета вертолетов используются быстрые алгоритмы расчета аэродинамических характеристик винтов на базе импульсных [10] либо дисковых [11–13] вихревых моделей. Однако моделирование интерференции винтов, особенно на малых скоростях полета, требует применения моделей, учитывающих нелинейную пространственную деформацию вихревого следа. Такие модели отличаются большой сложностью и

требуют значительных вычислительных ресурсов. Отдельные результаты отечественных исследований интерференции винтов, выполненные на базе нелинейных нестационарных вихревых теорий, изложены в работах [14, 15]. За рубежом для решения подобных задач применялись как методы конечных объемов [16–18], так и вихревые методы [19, 20].

В последние годы благодаря стремительному развитию вычислительной техники и совершенствованию расчетных моделей стало возможным проводить достаточно широко масштабные параметрические исследования, связанные с аэродинамикой НВ и РВ вертолета, с учетом интерференции, не ограничиваясь отдельными случаями. В МАИ была разработана нелинейная вихревая лопастная модель [21], предъявляющая умеренные требования к вычислительным ресурсам и предназначенная для расчета аэродинамических характеристик винтов вертолетов различных схем, включая многвинтовые конфигурации с учетом интерференции. Модель позволяет проводить расчеты на различных режимах работы винта, включая режимы полета с малыми скоростями и режимы «вихревого кольца», на которых определяющую роль играют сложные нестационарные и нелинейные деформации вихревого следа. Ранее с применением указанной модели в работах [22] исследовался вопрос интерференции в комбинации НВ и РВ вертолета одновинтовой схемы. Были определены отдельные режимы, на которых влияние НВ приводит к существенному снижению аэродинамических характеристик РВ. Также были сделаны выводы о возможности попадания РВ в режимы «вихревого кольца» под влиянием вихревого следа НВ.

Целью представленной работы является более подробное исследование особых случаев работы комбинации НВ и РВ, при которых возможно возникновение режимов «вихревого кольца» РВ за счет влияния полей индуктивных скоростей вихревого следа НВ. Наибольший интерес при этом представляет оценка прироста мощности, потребной на вращение лопастей РВ. Для этого необходимо проводить расчеты с определением потребных балансировочных углов установки лопастей РВ, исходя из условия компенсации реактивного крутящего момента НВ как для изолированного РВ, так и для РВ в условиях влияния НВ. Все это требует проведения большого объема параметрических расчетов. Такой подход значительно усложняет задачу и ранее в такой постановке не применялся.

## Методика расчета и постановка задачи

Используется нелинейная лопастная вихревая модель винта, подробно описанная в работе [21]. Рассматривается комбинация НВ и РВ вертолета

типа Ми-8/17 [23]. Характеристики винтов приведены в таблице.

Расчетная модель комбинации НВ и РВ показана на рис. 1. Каждая лопасть НВ состояла из 12 элементов по радиусу, а РВ – из 10 элементов. Расчетный шаг РВ составлял  $12^\circ$  по азимуту, а расчетный шаг НВ – приблизительно  $2^\circ$  в соответствии с соотношением угловых скоростей двух винтов. Лопасти НВ совершали маховое движение относительно ГШ, а лопасти РВ – относительно кардана. Приведенный на иллюстрациях расчетов фюзеляж вертолета Ми-8 показан для наглядности и в расчетах не учитывался. Для удобства восприятия и анализа форм вихревого следа НВ и РВ на картинах визуализации показаны только концевые вихри, сходящиеся с концов лопастей НВ и РВ, а не полная расчетная сетка вихревого следа, как на рис. 1.

При расчете комбинации НВ и РВ рассматривалось только влияние НВ на РВ, это позволило

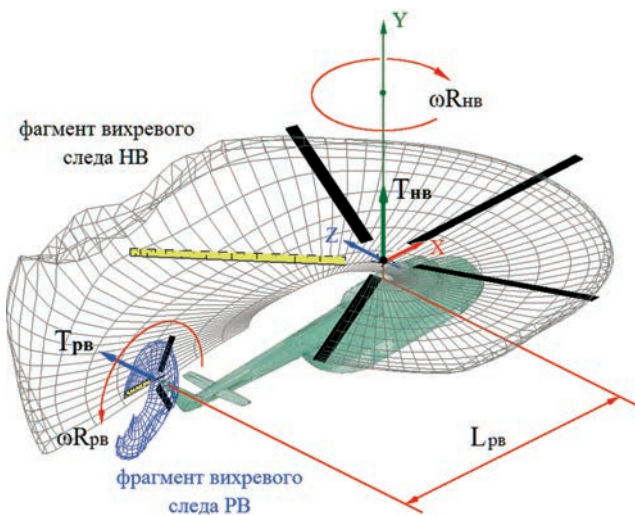


Рис. 1. Расчетная модель комбинации НВ и РВ вертолета Ми-8/17

применять заранее рассчитанный нестационарный во времени вихревой след НВ (для каждой скорости полета  $V$ ), что значительно уменьшило ресурсоемкость и сделало возможным проведение необходимого количества параметрических расчетов.

**Результаты расчетов и обсуждение**

Диапазон рассматриваемых в работе скоростей полета (внешнего набегающего на НВ потока) составлял  $V = 0 \dots 20$  м/с. Визуализация форм вихревого следа НВ для некоторых наиболее характерных скоростей  $V$  показана на рис. 2. Видно, что уже начиная со скорости  $V = 5$  м/с вихревой след под воздействием собственного поля индуктивных скоростей начинает трансформироваться в систему из правого и левого вторичных вихревых жгутов. Достаточную четкость эти вихревые структуры приобретают после  $V = 7,5$  м/с. При определенных углах скольжения РВ может располагаться вблизи одной из них. Важно отметить, что приведенная картина вихревого следа НВ может наблюдаться не только при полете с малыми скоростями, но и при висении в условиях ветра различной интенсивности.

На рис. 3 в качестве примера проиллюстрированы поля индуктивных скоростей за НВ при  $V = 20$  м/с и угле атаки НВ  $\alpha_B = 0^\circ$  (рис. 3,а), а также некоторые варианты положения РВ относительно вихревого следа НВ при различных углах скольжения  $\beta$  (рис. 3,б). На рис. 3,а построены эпюры индуктивных скоростей вдоль линии, проходящей через оси ПВВЖ и ЛВВЖ, а также через центр плоскости вращения РВ. Видны характерные восходящий поток по краям вихревого следа НВ и нисходящий поток между вихревым жгутами. Кроме того, показана осевая компонента скорости вдоль оси ВВЖ, также достаточно интенсивная. Эти иллюстрации показывают всю сложность поля индуктивных скоростей, в котором оказывается РВ при определенных углах скольжения (см. рис. 3,б).

**Основные характеристики НВ и РВ вертолета Ми-8/17 [17]**

Радиус винта R, м	НВ	РВ
Радиус винта R, м	10,65	1,954
Количество лопастей $k_L$	5	3
Форма лопасти в плане	прямоугольная	прямоугольная
Хорда лопасти $b_7$ , м	0,52102	0,305
Профиль сечения лопасти	NACA 230	NACA 230
Радиус рабочей части лопасти $r_0$ , м	0,2	0,2
Коэффициент заполнения винта, $\sigma$	0,0777	0,149
Окружная скорость вращения винта, $\omega R$ , м/с	214	230
Крутка лопасти $\Delta\phi_\Sigma$ , градусы	-6	0

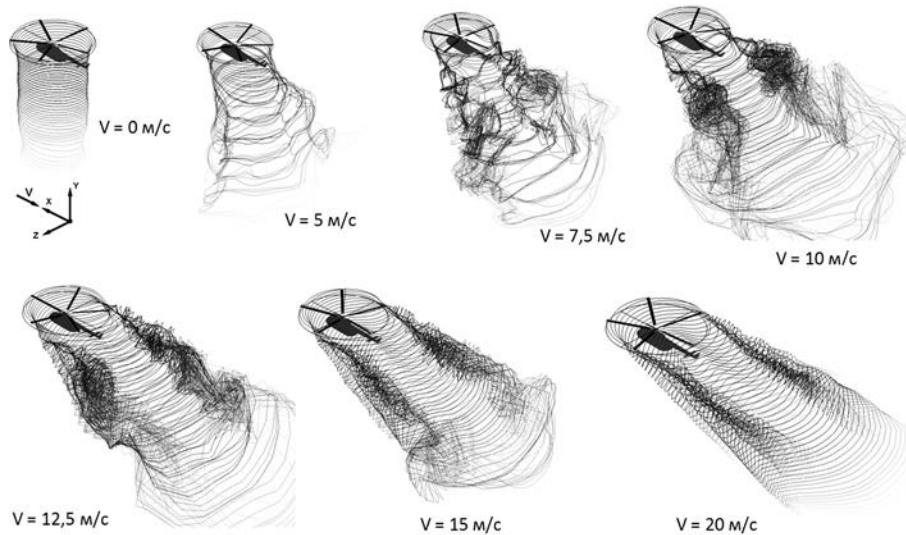


Рис. 2. Формы вихревого следа НВ при различных скоростях набегающего потока  $V$

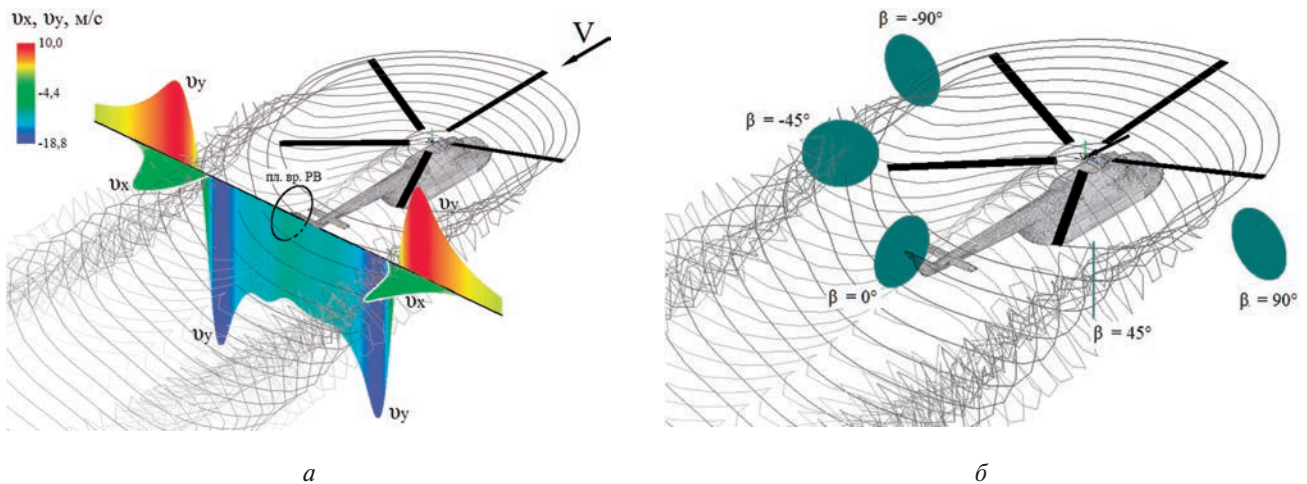


Рис. 3. Поля индуктивных скоростей (а) и положение РВ относительно вихревого следа НВ (б) при  $V = 20$  м/с и  $\alpha_B = 0^\circ$

Для определения наибольшего потенциального влияния НВ на РВ при большом количестве рассматриваемых сочетаний скорости  $V$  и углов скольжения  $\beta$  НВ целесообразно, используя рассчитанные вихревые следы НВ, определить средние значения индуктивной скорости, нормальной к плоскости вращения РВ  $v_{ncp}$  при различных его положениях в пространстве относительно вихревого следа НВ. Результаты таких расчетов в виде диаграммы приведены на рис. 4. Здесь хорошо видно, что нахождение РВ вблизи ЛВВЖ ( $\beta \approx -70 \dots -30^\circ$ ) и ПВВЖ ( $\beta \approx 30 \dots 70^\circ$ ) связано с наибольшими значениями усредненной по диску РВ нормальной скорости  $v_{ncp}$ , которые в отдельных случаях здесь достигают  $10 \dots 12$  м/с. Это согласуется с выводами, сделанными в работе [6]. Значение этой скорости связано также и со значением скорости  $V$ , поскольку

при различных скоростях  $V$  вихревой след (ВВЖ) расположен в пространстве относительно РВ по-разному и РВ не всегда попадает в интенсивный и относительно равномерный индуктивный поток от ВВЖ НВ. В данном случае (см. рис. 4) при  $V > 15$  м/с ВВЖ НВ оказывают более слабое индуктивное влияние по нормали в плоскости вращения РВ и при  $V < 5$  м/с тоже, поскольку сами ВВЖ на этих скоростях еще не сформированы (см. рис. 2).

В левой части диаграммы на рис. 4, при отрицательных углах скольжения  $\beta$ , РВ работает на так называемых «пропеллерных режимах». Внешний поток при этом набегаем на РВ сверху, против направления его тяги. Это уменьшает углы атаки профилей лопастей РВ. Отрицательные значения  $v_{ncp}$  (рис. 4) в этом случае будут приводить к дополнительному уменьшению углов атаки и допол-

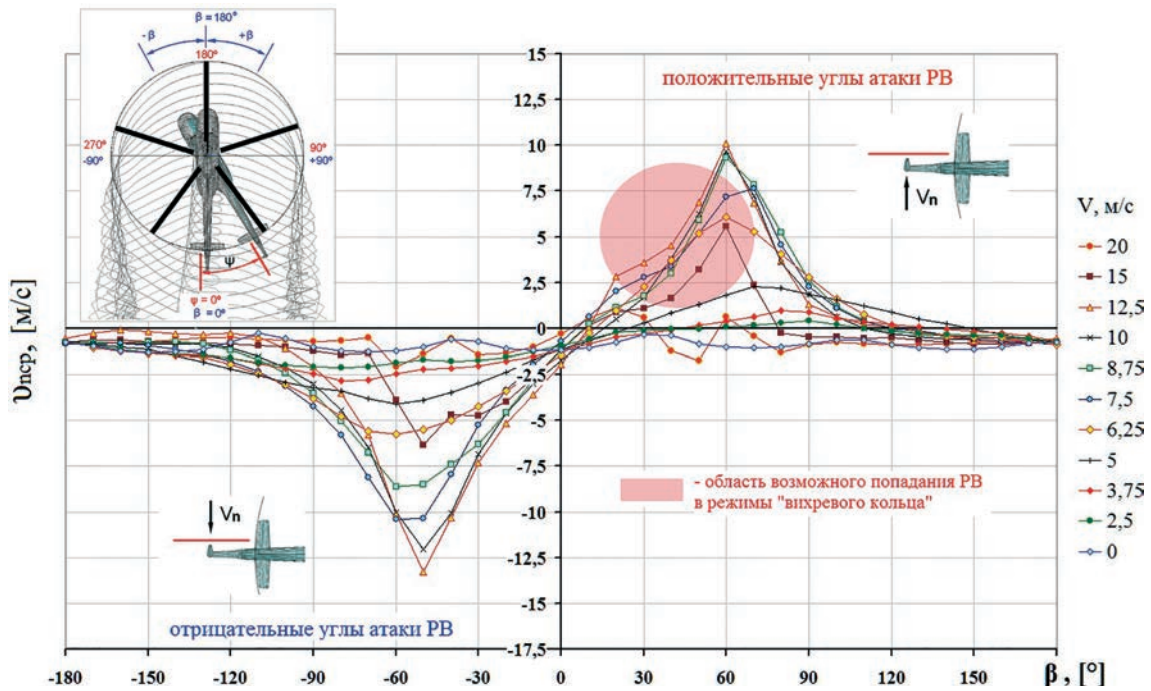


Рис. 4. Зависимости осредненной по диску РВ нормальной индуктивной скорости  $v_{лсп}$  от углов скольжения  $\beta$  и скоростей набегающего потока  $V$

нительному снижению его тяги, а следовательно, к росту потребных углов установки лопастей и мощности, потребной на вращение РВ. В правой части диаграммы, при положительных углах скольжения  $\beta$ , РВ работает под положительными углами атаки, находясь при этом потенциально в области режимов «вихревого кольца». При этом, как известно из исследований изолированного РВ на режимах обтекания с положительными углами атаки [8, 9], интенсивные режимы «вихревого кольца», сопровождающиеся существенным ухудшением аэродинамических характеристик винта, наступают лишь в определенном диапазоне скоростей набегающего потока. Из диаграммы следует, что, например, при  $\beta \approx 90^\circ$  и  $V = 12,5$  м/с дополнительная средняя скорость от вихревого следа НВ составит до  $v_{лсп} \approx 10$  м/с. В изолированной постановке РВ при таком режиме находился бы в интенсивном режиме «вихревого кольца» [9]. В комбинации РВ и НВ в этом случае вихревой след НВ «сдувает» вихревой след РВ и как бы «выводит» его из режима «вихревого кольца». При постоянном угле установки лопастей в этом случае тяга РВ будет возрастать, как было показано в [20]. Таким образом, для поиска режимов, на которых индуктивное влияние НВ потенциально будет «вводить» РВ в режимы «вихревого кольца», следует перейти к более детальному рассмотрению меньших скоростей внешнего набегающего потока  $V$ . Тогда, в результате сложения скоростей  $V$  и  $v_{лсп}$ , РВ может оказаться в интенсивном «вихревом коль-

це», чего не было бы в изолированной постановке. То есть речь будет идти именно о тех режимах, исследование которых и является целью данной работы. В данном случае, исходя из графиков на рис. 4, такими режимами будут, вероятнее всего,  $V = 5 \dots 7,5$  м/с и углы скольжения  $\beta \approx 30 \dots 60^\circ$ . Эта область выделена на диаграмме на рис. 4 красным цветом.

В результате балансируемых расчетов режимов, представленных на рис. 4 для комбинации НВ и РВ с учетом индуктивного влияния НВ на РВ из условия обеспечения компенсации реактивного крутящего момента НВ  $M_{КНВ} = L_{РВ} \cdot T_{РВ}$ , были получены потребные углы установки лопастей РВ  $\varphi_{7РВ}$ .

Значения  $\varphi_{7РВ}$  для  $V = 5 \dots 10$  м/с приведены на рис. 5. Видно, что выводы, сделанные на основе анализа диаграммы, представленной на рис. 4, в результате расчета комбинации НВ и РВ подтвердились. При  $\beta \approx 30 \dots 40^\circ$  и  $V = 6,25 \dots 7,5$  м/с наблюдается область с значительным увеличением потребных балансируемых углов установки лопастей РВ, что свидетельствует о наличии здесь интенсивных режимов «вихревого кольца».

Рассмотрим более подробно результаты расчета аэродинамических характеристик комбинации НВ и РВ при скоростях  $V = 6,25$  и  $7,5$  м/с.

На рис. 6 представлены зависимости балансируемого угла установки лопастей  $\varphi_{7РВ}$  от угла скольжения при  $V = 6,25$  м/с. Красная кривая соответствует комбинации НВ и РВ, зеленая

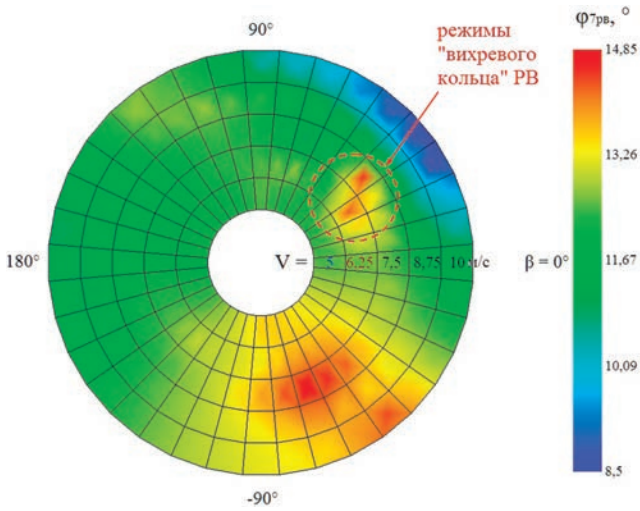


Рис. 5. Балансировочные углы установки лопастей РВ для различных скоростей  $V$  и углов скольжения  $\beta_{\text{ц}}$ :  $\phi_{7PB} = f(V, \beta_{\text{НВ}})$

кривая – изолированному РВ. В обоих случаях балансировочный угол  $\phi_{7PB}$  подобран исходя из выполнения условия  $M_{\text{КНВ}} = L_{\text{РВ}} \cdot T_{\text{РВ}}$ . Видно существенное увеличение потребных значений  $\phi_{7PB}$  при  $\beta \approx -40 \dots -70^\circ$  и  $\beta \approx 20 \dots 40^\circ$ . Это объясняется индуктивным влиянием ВВЖ НВ. В первом случае рост потребных значений  $\phi_{7PB}$  связан с дополнительным индуктивным потоком, набегающим на РВ сверху, а во втором – собственно с попаданием РВ в режимы «вихревого кольца».

На рис. 7 показаны формы вихревого следа и картины обтекания при помощи линий тока для режима:  $V = 6,25$  м/с;  $\alpha_{\text{РВ}} = 0^\circ$ ;  $\beta = -70^\circ$  (см. рис. 6). На рис. 7,а приведены результаты визуализации для РВ в изолированной постановке, а на рис. 7,б – для

РВ с учетом индуктивного влияния НВ. На рассматриваемом режиме полета со скольжением РВ оказывается в непосредственной близости от вихревого следа НВ, который на скорости  $V = 6,25$  м/с уже начинает сворачиваться во вторичные структуры ЛВВЖ и ПВВЖ. Результаты визуализации дают представление об индуктивном влиянии ЛВВЖ на условия работы РВ. При угле скольжения  $\beta = -70^\circ$  РВ развернут почти поперек внешнего набегающего потока  $V$  и рассматриваемый режим относится к так называемым «пропеллерным» режимам. Вихревой след на этих режимах имеет близкую к линейной структуру. Дополнительный индуктивный поток от ЛВВЖ НВ приводит к росту местной скорости потока, набегающего сверху на плоскость вращения РВ, что хорошо видно из картин линий тока на рис. 7,б. При условии сохранения тяги РВ это требует увеличения углов установки лопастей  $\phi_{7PB}$  (см. рис. 6) и, соответственно, ведет к росту крутящего момента и мощности, потребной на вращение РВ.

На рис. 8 представлены зависимости тяги  $T_{\text{РВ}}$  (рис. 8,а) и крутящего момента  $M_{\text{КРВ}}$  (рис. 8,б) от времени (числа оборотов винта  $n$ ) для изолированного РВ и РВ с учетом индуктивного влияния вихревого следа НВ. Существенных пульсация аэродинамических характеристик РВ здесь не наблюдается. Видно, что при равной тяге РВ (рис. 8,а) значение крутящего момента РВ, находящегося под влиянием вихревого следа НВ, выше примерно на 10% (см. рис. 8,б).

На рис. 9 показаны формы вихревого следа и картины обтекания при помощи линий тока для режима  $V = 6,25$  м/с;  $\alpha_{\text{РВ}} = 0^\circ$ ;  $\beta = 30^\circ$ . На рассматриваемом режиме полета со скольжением РВ оказывается вблизи ПВВЖ НВ. На основе картин визуализации вихревого следа и, особенно, линий тока можно проанализировать характер влияния индуктивного поля

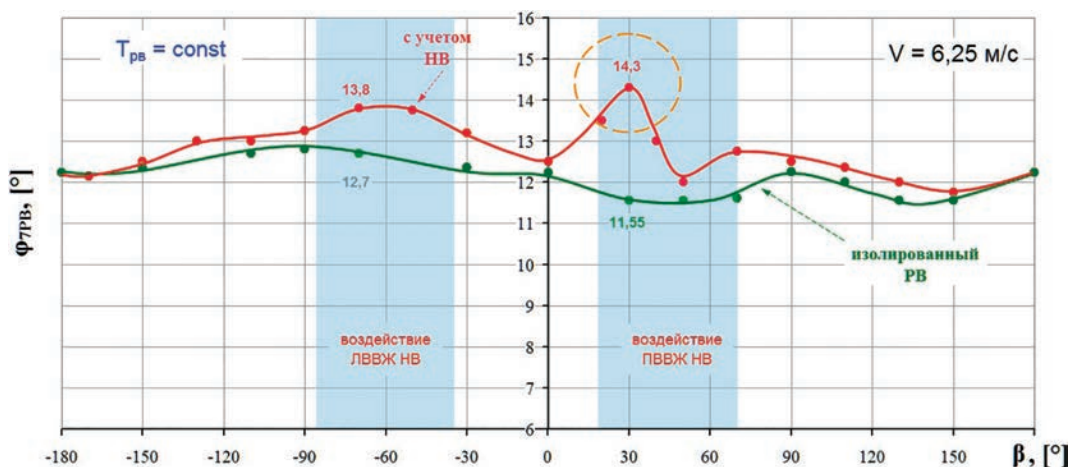


Рис. 6. Зависимости потребных балансировочных углов установки лопастей РВ от углов скольжения  $\beta_{\text{НВ}}$  на режиме полета  $\alpha_{\text{РВ}} = 0^\circ$  и  $V = 6,25$  м/с

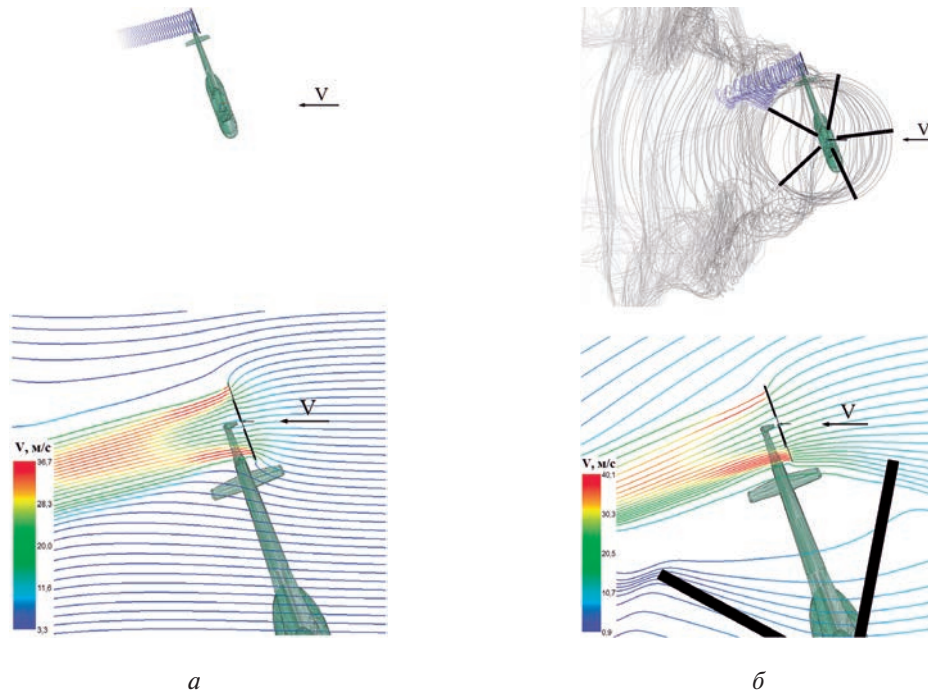


Рис. 7. Визуализация вихревого следа и картин обтекания изолированного РВ (а) и комбинации НВ и РВ (б) на режиме  $V = 6,25$  м/с;  $\alpha_B = 0^\circ$ ;  $\beta = -70^\circ$

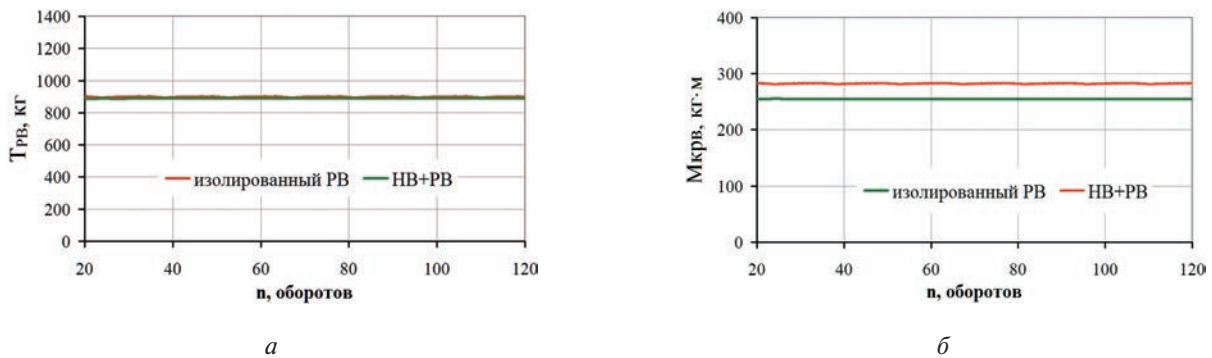


Рис. 8. Зависимости тяги (а) и крутящего момента (б) РВ от числа оборотов винта при  $V = 6,25$  м/с;  $\alpha_B = 0^\circ$ ;  $\beta = -70^\circ$

ПВВЖ НВ на условия обтекания РВ. Видно, что вихревой след РВ в изолированной постановке (рис. 9,а) существенно отличается от вихревого следа РВ с учетом влияния НВ (рис. 9,б). По картинам линий тока четко видно, как под влиянием ПВВЖ НВ, за счет дополнительной скорости индуктивного потока, РВ попадает в режим «вихревого кольца». Об этом свидетельствуют приведенные на рис. 9,б картины линий тока с характерным образованием воздушного тела вокруг РВ и циркуляционным течением внутри. Наблюдаемая картина практически идентична той, что получается в случае исследования изолированного винта [9]. Отметим, что изолированный РВ на том же самом режиме работы (рис. 9,а) в режим «вихревого кольца» не попадает. Наблюдаемый здесь режим «вихревого кольца» является весьма интен-

сивным, о чем свидетельствует значительный (до  $2,8^\circ$ ) прирост потребного угла установки лопастей РВ, необходимого для сохранения постоянного среднего значения тяги РВ (см. рис. 6).

На рис. 10 представлены зависимости тяги ТРВ (рис. 10,а) и крутящего момента  $M_{крв}$  (рис. 10,б.) от времени (числа оборотов винта  $n$ ) для изолированного РВ и РВ с учетом индуктивного влияния вихревого следа НВ. Наблюдаются существенные пульсации тяги и крутящего момента РВ, работающего под влиянием вихревого следа НВ, что также свидетельствует о наличии режима «вихревого кольца». Из рис. 10,б следует, что среднее значение крутящего момента РВ, за счет попадания его в режим «вихревого кольца», при условии сохранения среднего значения тяги возрастает почти на 30%.



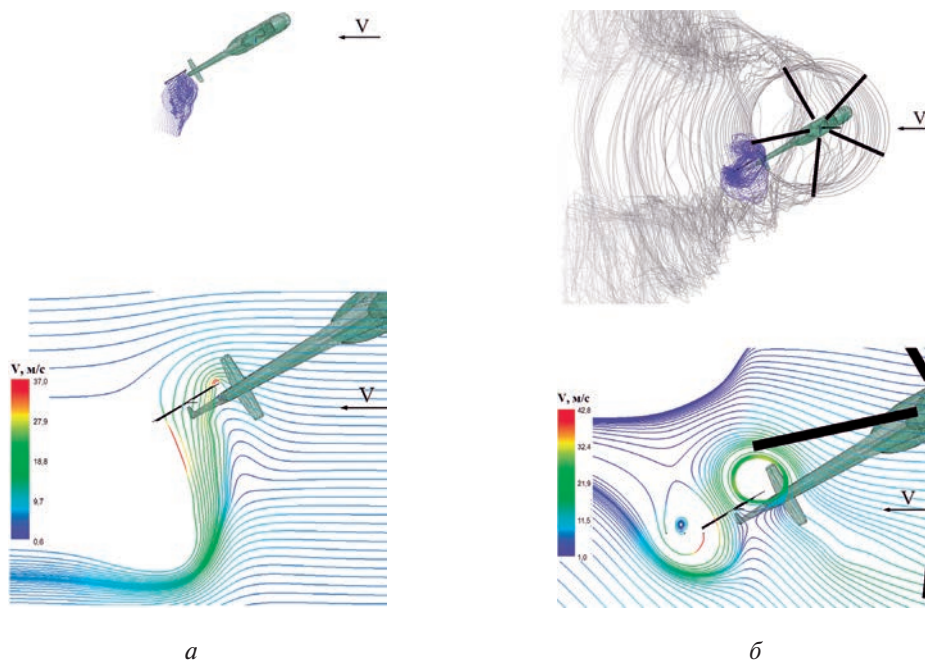


Рис. 9. Визуализация вихревого следа и картин обтекания изолированного РВ (а) и комбинации НВ и РВ (б) на режиме:  $V = 6,25 \text{ м/с}$ ;  $\alpha_B = 0^\circ$ ;  $\beta = 30^\circ$

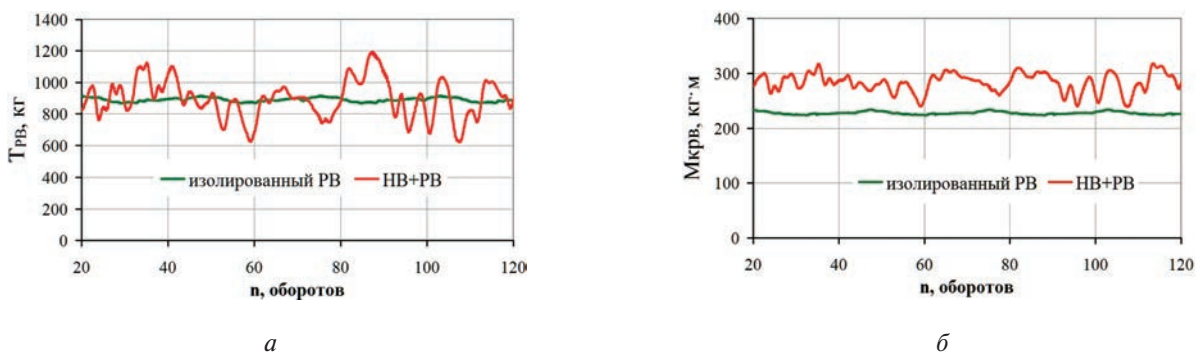


Рис. 10. Зависимости тяги (а) и крутящего момента (б) РВ от числа оборотов винта при  $V = 6,25 \text{ м/с}$ ;  $V = 6,25 \text{ м/с}$ ;  $\alpha_B = 0^\circ$ ;  $\beta = 30^\circ$

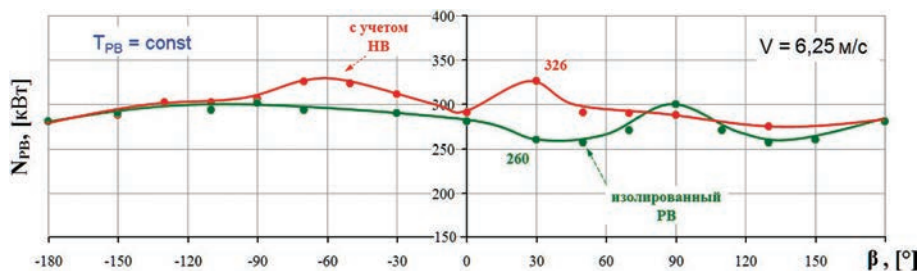


Рис. 11. Зависимости мощности, потребной на вращение лопастей РВ, от углов скольжения  $\beta$  на режиме полета  $\alpha_B = 0^\circ$  и  $V = 6,25 \text{ м/с}$

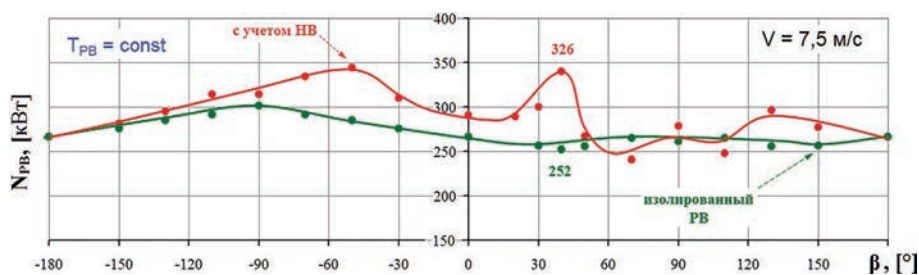


Рис. 12. Зависимости мощности, потребной на вращение лопастей РВ, от углов скольжения  $\beta$  на режиме полета  $\alpha_B = 0^\circ$  и  $V = 7,5$  м/с

На рис. 11 представлены зависимости мощности  $N_{РВ}$ , потребной на вращение РВ, от угла скольжения  $\beta_{НВ}$  при  $V = 6,25$  м/с. В целом они повторяют характер зависимостей потребного угла установки лопастей, представленных на рис. 6. Видно, что наибольший прирост  $N_{НВ}$  за счет влияния НВ наблюдается при  $\beta = -70 \dots -30^\circ$  и  $\beta = 30^\circ$ , когда из-за попадания РВ в режим «вихревого кольца» потребная мощность растет на 25%. Также важно отметить, что  $N_{РВ}$  здесь под влиянием вихревого следа НВ практически при любых значениях угла скольжения  $\beta$  либо практически не меняется (если влияние вихревого следа НВ проявляется слабо), либо существенно возрастает (там где РВ попадает под индуктивное воздействие НВ).

На рис. 12 представлены зависимости мощности  $N_{РВ}$ , потребной на вращение РВ, от угла скольжения  $\beta$  при  $V = 7,5$  м/с. Наибольший прирост  $N_{РВ}$  за счет влияния НВ наблюдается при  $\beta = -70 \dots -30^\circ$  (мощность возрастает до 21%) и  $\beta_{НВ} = 20 \dots 40^\circ$  (мощность возрастает до 30%).

Из полученных выше результатов следует, что при  $V = 7,5$  м/с, как и при  $V = 6,25$  м/с, практически во всем диапазоне углов скольжения индуктивное влияние НВ приводит к росту мощности, потребной на привод РВ, в том числе и при положительных углах скольжения, за счет попадания РВ в режимы «вихревого кольца». При больших значениях  $V$  индуктивное влияние НВ при положительных углах скольжения, напротив, «выводит» РВ из интенсивных режимов «вихревого кольца», улучшая его аэродинамические характеристики (см. рис. 5).

### Выводы

В ходе численных исследований аэродинамических характеристик комбинации НВ + РВ вертолета одновинтовой схемы установлено наличие области режимов полета, соответствующей сочетанию скоростей полета  $V = 6,25 \dots 7,5$  м/с и углов скольжения  $\beta = 20 \dots 40^\circ$ , в которой индуктивное воздействие со стороны правого вторичного вихревого жгута НВ приводит к попаданию РВ в режимы «вихревого кольца». Обнаруженные режимы «вихревого

кольца» РВ сопровождаются пульсациями тяги и крутящего момента РВ, ростом потребных балансирующих углов установки лопастей РВ, что приводит в отдельных случаях к росту потребной на вращения РВ мощности до 30% по сравнению с изолированным РВ без влияния НВ.

Полученные данные позволяют утверждать, что существуют скорости полета (ветра), при которых условия обтекания РВ под воздействием вихревого следа НВ оказываются неблагоприятными при любых углах скольжения (углах разворота вертолета по отношению к внешнему потоку).

Увеличение потребных углов установки и мощности, потребной на вращение РВ, в таких условиях может быть одной из предпосылок к возникновению неуправляемого вращения вертолета одновинтовой схемы.

### Список источников

1. Баскин В.Э., Вильдгрубе Л.С., Вожаев Е.С., Майканар Г.И. Теория несущего винта / Под общ. ред. проф. А.К. Мартынова. – М.: Машиностроение, 1973. – 363 с.
2. Бутов В.П. Структура, геометрия и интенсивность спутного вихревого следа несущих винтов одновинтовых и соосных вертолетов в реальных условиях полета // IV Форум Российского вертолетного общества (РосВО; 24–25 февраля 2000; Москва): Сб. докладов. М.: Изд-во МАИ, 2000. Т. I. С. 19–34.
3. Вожаев Е.С. Аэродинамика вертолетов // Машиностроение: Энциклопедия в 40 т. Т. 4–21. Самолеты и вертолеты. – Кн. 1. Аэродинамика, динамика полета и прочность. – М.: Машиностроение, 2002. С. 214–249.
4. Leishman J.G. Principles of Helicopter Aerodynamics. – 2nd ed. Cambridge University Press, 2016. – 866 p.
5. Игнаткин Ю.М., Шайдаков В.И., Макеев П.В., Шомов А.И. Исследование структуры вихревого следа несущего винта вертолета на малых скоростях полета // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 3. С. 52–59.
6. Анимича В.А., Головкин В.А., Крайнов М.В. и др. Расчетно-экспериментальные исследования влияния полей индуктивных скоростей за несущим винтом на аэродинамические характеристики рулевого винта на малых

- скоростях полета вертолета // VI Форум Российского вертолетного общества (РосВО; 25-26 февраля 2004; Москва): Сб. докладов. М.: Изд-во МАИ, 2004. С. 1–16.
7. Анимица В.А., Крымский В.С., Леонтьев В.А. Расчетные исследования характеристик рулевых винтов с различными значениями заполнения на режиме висения при вращении вертолета // Труды МАИ. 2017. № 92. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=76969>
  8. Krymsky V., Animitsa V., Borisov E. et al. Simulation of uncontrollable (“spontaneous”) rotation on a helicopter flight simulator // 45th European Rotorcraft Forum (17-20 September 2019; Warsaw, Poland). Vol. 1, pp. 1236-1240.
  9. Makeev P., Ignatkin Y., Shomov A., Ivchin V. Comparative Study of 3-Bladed and Scissors Tail Rotors Aerodynamics in Axial Flow // International Review of Aerospace Engineering (I.RE.AS.E). 2022. vol. 15. no. 2, pp. 71-84. DOI: 10.15866/irease.v15i2.21284
  10. Мясников М.И., Ильин И.Р. Математическая модель динамики полета конвертируемого винтокрылого летательного аппарата с системой автоматического управления // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. С. 187–200.
  11. Шайдаков В.И. Дисковая вихревая теория несущего винта вертолета в режиме осевой обдувки с учетом нелинейности вихревого следа // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 5. С. 49–56.
  12. Кручинин М.М., Артамонов Б.Л. Анализ шарнирных моментов, возникающих на лопастях несущих винтов вертолетов // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 3. С. 15–20.
  13. Артамонов Б.Л., Шайдаков В.И. Алгоритм выполнения конвертопланом переходных режимов полета // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 1. С. 27–40.
  14. Белоцерковский С.М., Локтев Б.Е., Ништ М.И. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолетов. – М.: Машиностроение, 1992. – 219 с.
  15. Щеглова В.М. Вихревая структура комбинации несущий винт – рулевой винт на большой скорости полета // Научный вестник МГТУ ГА. 2013. № 188. С. 137–142.
  16. Fletcher T.M., Brown R.E. Main rotor-tail rotor interaction and its implications for helicopter directional control // Journal of the American Helicopter Society. 2008. Vol. 53. No. 2, pp. 125–138. DOI: 10.4050/JAHS.53.125
  17. Ye Z., Xu G., Shi Y. Computational research on aerodynamic characteristics of helicopter main-rotor/tail-rotor/vertical-tail interaction // Acta Aeronautica et Astronautica Sinica. 2015. Vol. 36, pp. 2874-2883. DOI: 10.7527/S1000-6893.2014.0314
  18. Wang C., Huang M.Q., Ma Sh. et al. Main Rotor Wake Interference Effects on Tail Rotor Thrust in Crosswind // International Journal of Aerospace Engineering. 2021. DOI: 10.1155/2021/9994115
  19. Griffiths A.D., Leishman J.G. A Study of Dual-Rotor Interference and Ground Effect Using a Free-Vortex Wake Model // 58th Annual Forum of the American Helicopter Society (11-13 June 2002; Montreal, Canada), pp. 592–612.
  20. Yücekayali A., Ortakaya Y. Viscous Vortex Particle Method Explored for Main Rotor-Tail Rotor Interaction // 8th Asian/Australian Rotorcraft Forum (30 October – 02 November 2019; Ankara, Turkey).
  21. 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.
  22. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И., Ивчин В.А. Расчетные исследования аэродинамических характеристик комбинации несущего и рулевого винтов с учетом аэродинамической интерференции для вертолета Ми-8/17 при полете с малыми скоростями со скольжением // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2017. № 5. С. 30–39.
  23. Зозуля В.Б., Иванов Ю.П. Практическая аэродинамика вертолета Ми-8. – М.: Машиностроение, 1977. – 152 с.

## References

1. Baskin V.Eh., Vil'dgrube L.S., Vozhdaev E.S., Maikapar G.I. *Teoriya nesushchego vinta* (Main rotor theory), Moscow, Mashinostroenie, 1973, 363 p.
2. Butov V.P. *Materialy IV Foruma Rossiiskogo vertoletnogo obshchestva (RoSVO; 24-25 February 2000; Moscow)*, Moscow, MAI, 2000. Vol. I, pp. 19-34.
3. Vozhdaev E.S. *Mashinostroenie. Ehntsiklopediya v 40 t. T. 4–21. Samolety i vertolety. Kn. 1. Aehroodinamika, dinamika poleta i prochnost'*. Moscow, Mashinostroenie, 2002, pp. 214–249.
4. Leishman J.G. *Principles of Helicopter Aerodynamics*. 2nd ed. Cambridge University Press, 2016, 866 p.
5. Ignatkin Yu.M., Shaidakov V.I., Makeev P.V., Shomov A.I. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2018, no. 3, pp. 52-59.
6. Animitsa V.A., Golovkin V.A., Krainov M.V. et al. *Materialy VI Foruma Rossiiskogo vertoletnogo obshchestva (RoSVO; 25-26 February 2004; Moscow)*. Moscow, MAI, 2004, pp. 1-16.
7. Animitsa V.A., Krymskii V.S., Leont'ev V.A. *Trudy MAI*, 2017, no. 92. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=76969>
8. Krymsky V., Animitsa V., Borisov E. et al. Simulation of uncontrollable (“spontaneous”) rotation on a helicopter flight simulator. *45th European Rotorcraft Forum (17–20 September 2019; Warsaw, Poland)*. Vol. 1, pp. 1236-1240.

9. Makeev P., Ignatkin Y., Shomov A., Ivchin V. Comparative Study of 3-Bladed and Scissors Tail Rotors Aerodynamics in Axial Flow. *International Review of Aerospace Engineering (I.RE.AS.E)*, 2022, vol. 15, no. 2, pp. 71-84. DOI: 10.15866/irease.v15i2.21284
10. Myasnikov M.I., Il'in I.R. Flight dynamics model of convertible rotary-winged aircraft with automatic control system. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 3, pp. 187-200.
11. Shaidakov V.I. Disc vortex theory of main rotor at axial blowing with account nonlinearity of vortex trace. *Aerospace MAI Journal*, 2010, vol. 17, no. 5, pp. 49-56.
12. Kruchinin M.M., Artamonov B.L. Analysis of hinge moments occurring on helicopter main rotor blades. *Aerospace MAI Journal*, 2016, vol. 23, no. 3, pp. 15-20.
13. Artamonov B.L., Shydakov V.I. Algorithm of transient flight modes performance by convertiplane. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 1, pp. 27-40.
14. Belotserkovskii S.M., Loktev B.E., Nisht M.I. *Issledovanie na EHVM aehrodinamicheskikh i aehrouprugikh kharakteristik vintov vertoletov* (Computer-Assisted Research into Aerodynamic and Elastic Properties of Helicopter Rotors), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 219 p.
15. Shcheglova V.M. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2013, no. 188, pp. 137-142.
16. Fletcher T.M., Brown R.E. Main rotor-tail rotor interaction and its implications for helicopter directional control. *Journal of the American Helicopter Society*, 2008, vol. 53, no. 2, pp. 125-138. DOI: 10.4050/JAHS.53.125
17. Ye Z., Xu G., Shi Y. Computational research on aerodynamic characteristics of helicopter main-rotor/tail-rotor/vertical tail interaction. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, vol. 36, pp. 2874-2883. DOI: 10.7527/S1000-6893.2014.0314
18. Wang C., Huang M.Q., Ma Sh. et al. Main Rotor Wake Interference Effects on Tail Rotor Thrust in Crosswind. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2021. DOI: 10.1155/2021/9994115
19. Griffiths A.D., Leishman J.G. A Study of Dual-Rotor Interference and Ground Effect Using a Free-Vortex Wake Model. *58th Annual Forum of the American Helicopter Society (11-13 June 2002; Montreal, Canada)*, pp. 592-612.
20. Yücekayali A., Ortakaya Y. Viscous Vortex Particle Method Explored for Main Rotor-Tail Rotor Interaction. *8th Asian/Australian Rotorcraft Forum (30 October - 02 November 2019; Ankara, Turkey)*.
21. Ignatkin Yu.M., Makeev P.V., Grevtsov B.S., Shomov A.I. A nonlinear blade vortex propeller theory and its applications to estimate aerodynamic characteristics for helicopter main rotor and anti-torque rotor. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 5, pp. 24-31.
22. Ignatkin Yu.M., Makeev P.V., Shomov A.I., Ivchin V.A. Polet. *Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2017, no. 5, pp. 30-39.
23. Zozulya V.B., Ivanov Yu.P. *Prakticheskaya aehrodinamika vertoletov Mi-8* (Practical aerodynamics of the Mi-8 helicopter), Moscow, 1977, 152 p.

Статья поступила в редакцию 03.12.2023; одобрена после рецензирования 09.12.2023; принята к публикации 11.12.2023.

The article was submitted on 03.12.2023; approved after reviewing on 09.12.2023; accepted for publication on 11.12.2023.