

УДК 629.735

DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-121-132

Сравнительное исследование потребной мощности соосного и одиночного эквивалентного винтов на режимах висения и горизонтального полета

П.В. Макеев¹

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

Аннотация: Соосный несущий винт (НВ), состоящий из верхнего (ВВ) и нижнего (ВН) винтов с конструктивным разносом плоскостей и различным направлением вращения, обладает рядом преимуществ в аэродинамических характеристиках по сравнению с эквивалентным одиночным НВ того же радиуса, имеющим двойное число лопастей и заполнение. Модель эквивалентного НВ часто используется в приближенных методах аэродинамического расчета. Особенности соосного НВ в этом случае учитываются специальными поправками. Для этого необходимы данные по аэродинамическим характеристикам соосного и эквивалентного НВ на различных режимах работы. Статья посвящена сравнительному исследованию аэродинамических характеристик соосного и эквивалентного НВ. Рассмотрен соосный НВ вертолета Ка-226. Исследования выполнены на базе нелинейной лопастной вихревой модели винта. Рассмотрены режимы висения и горизонтального полета в диапазоне скоростей $V = 0-60$ м/с. Расчеты выполнены с учетом балансировки и компенсации аэродинамических нагрузок, возникающих на планере вертолета, принятых условно одинаковыми для обоих НВ. Установлено, что потребная мощность соосного НВ на висении ($V = 0$) на 6 % меньше, чем у эквивалентного НВ при равной тяге. При $V = 20$ м/с преимущество соосного НВ достигает 8 %, а затем плавно снижается. При $V > 60$ м/с потребная мощность соосного и эквивалентного НВ при прочих равных не отличается. Полученные результаты дополняют имеющиеся сведения об особенностях аэродинамики соосного и эквивалентного НВ и также могут применяться для уточнения приближенных методов расчета летно-технических характеристик и в моделях динамики полета соосного вертолета, использующих модель эквивалентного НВ.

Ключевые слова: соосный винт, эквивалентный одиночный винт, нелинейная вихревая модель, висение, горизонтальный полет, аэродинамические характеристики, потребная мощность.

Для цитирования: Макеев П.В. Сравнительное исследование потребной мощности соосного и одиночного эквивалентного винтов на режимах висения и горизонтального полета // Научный вестник МГТУ ГА. 2026. Т. 29, № 2. С. 121–132. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-121-132

Comparative study of required power of coaxial rotor and equivalent single rotor at the hover and forward flight modes

P.V. Makeev¹

¹Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

Abstract: A coaxial main rotor (MR), consisting of upper (UR) and lower (LR) rotors with a spacing of planes and a different direction of rotation, has a number of advantages in aerodynamic characteristics compared to an equivalent single rotor of the same radius, having a double number of blades and solidity. The equivalent MR model is often used in approximate methods of aerodynamic calculation. In this case, the features of the coaxial MR are taken into account using special corrections. This requires data on the coaxial and equivalent MR aerodynamic characteristics in various operating modes. The article is dedicated to comparative study of the coaxial and equivalent MR aerodynamic characteristics. The Ka-226 helicopter coaxial MR is considered. The research was performed on the basis of the free vortex wake model of a rotor. The modes of hovering and forward flight in the speed range of $V = 0-60$ m/s were considered. The calculations were performed taking into account the rotor trim and compensation of aerodynamic loads occurring on the helicopter airframe, assumed to be the same for both rotors. It was found that

the required power of a coaxial MR at hovering ($V = 0$) is 6% less than that of an equivalent MR with equal thrust. At $V = 20$ m/s, the advantage of the coaxial MR reaches 8%, and then gradually decreases. At $V > 60$ m/s, the required power of the coaxial and equivalent MR, all other things being equal, does not differ. The results obtained complement the available information on the features of the coaxial and equivalent MR aerodynamics and can also be used to refine approximate methods for calculating flight performance and flight dynamics models of coaxial helicopters using the equivalent MR model.

Keywords: coaxial rotor, equivalent single rotor, free vortex wake model, hovering, forward flight, aerodynamic characteristics, required power.

For citation: Makeev, P.V. (2026). Comparative study of required power of coaxial rotor and equivalent single rotor at the hover and forward flight modes. Civil Aviation High Technologies, vol. 29, no. 2, pp. 121–132. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-121-132

Введение

Известно, что соосный несущий винт (НВ), состоящий из верхнего (ВВ) и нижнего (ВН) винтов, вращающихся в разные стороны и имеющих конструктивный разнос плоскостей вращения порядка $h \approx 0,2R$, обладает преимуществами в аэродинамических характеристиках по сравнению с одиночными НВ. Прежде всего это относится к режимам висения, где соосный НВ имеет более высокий по сравнению с одиночными винтами относительный КПД η_0 [1]. То есть при одинаковой силе тяги T соосные НВ требуют меньшую потребляемую на вращение лопастей мощность N_p . С учетом отсутствия затрат мощности на привод рулевого устройства это приводит к увеличенным скороподъемности и статическому потолку у вертолетов соосной схемы. На режимах горизонтального полета (ГП) преимущество соосной схемы во многом нивелируется значительным аэродинамическим сопротивлением колонки автомата перекоса соосного НВ.

Соосные НВ на сегодня являются основой вертолетов классической соосной схемы марки «Ка». Исследованиям вопросов аэродинамики соосных НВ посвящен ряд отечественных работ [2–5]. Кроме того, соосный НВ в силу своих уникальных возможностей лег в основу несущей системы перспективных скоростных ВКЛА схемы ABC (advanced blade concept), впервые предложенных фирмой Sikorsky [6, 7]. В настоящее время наиболее широко в мире ведутся исследования аэродинамики соосных НВ, имеющих жесткое крепление лопастей по схеме ABC [8–16]. Вместе с тем исследуются и вопросы, связанные с при-

менением соосных НВ в качестве несущих систем различных малоразмерных летательных аппаратов вертикального взлета и посадки, в том числе многовинтовых [17–20].

Таким образом, несмотря на сравнительно малую нишу, занимаемую соосными машинами в общемировом парке вертолетов, в последние годы интерес к вопросам, связанным с аэродинамикой соосных НВ, только усиливается.

При оценке особенностей аэродинамических характеристик соосных НВ их часто сравнивают с эквивалентными одиночными НВ того же радиуса, имеющими двойные число лопастей k_L и коэффициент заполнения σ . Модель эквивалентного НВ также широко используется в задачах, связанных с расчетом летно-технических характеристик и динамики вертолета, когда требуется быстрый приближенный расчет аэродинамических характеристик винта. При этом обычно применяются методы аэродинамического расчета винта, базирующиеся на импульсной или дисковой вихревой теориях [21, 22]. Для учета эффектов соосного НВ используют специальные дополнительные поправочные коэффициенты индукции, которые вводятся в индуктивную составляющую мощности НВ N_i , вычисляемую отдельно от профильной мощности N_p [22]. Предлагаемые в литературе зависимости таких коэффициентов получены на базе приближенных моделей, не учитывающих в полной мере все особенности аэродинамики соосных НВ [21]. Исследование отличий между аэродинамическими характеристиками соосных и эквивалентных НВ на различных режимах работы требует проведения масштабных и затратных экспериментов

либо применения высокоуровневого численного моделирования.

С развитием вычислительной техники в последние годы на практике реализованы современные численные методы, способные решать задачи расчета аэродинамических характеристик винта с учетом особенностей формирования нелинейного вихревого следа за лопастями и аэродинамической интерференции, что позволяет учесть эффекты соосного НВ. Наряду с подходами вычислительной аэрогидродинамики CFD (computational fluid dynamics) на базе методов контрольных объемов (МКО) [8, 9, 11, 13, 15] необходимо отметить современные нелинейные вихревые модели, имеющие значительно меньшую ресурсоемкость при достаточном уровне точности [5, 10, 12, 14, 16].

Представленная работа посвящена численному моделированию аэродинамических характеристик винта и сравнительному анализу мощности N_n , потребной на вращение его лопастей. Рассмотрены соосный НВ вертолета Ка-226 [3, 4] и эквивалентный ему одиночный НВ. Проанализированы режимы висения и горизонтального полета в широком диапазоне скоростей, соответствующем эксплуатационному диапазону скоростей полета классического вертолета соосной схемы. Моделирование аэродинамических характеристик НВ реализовано в изолированной постановке без учета интерференции с планером вертолета. При этом расчеты аэродинамических характеристик винтов в горизонтальном полете выполнены с учетом аэродинамических нагрузок, возникающих на планере вертолета.

Методология

В качестве инструмента исследования в работе использована нелинейная вихревая модель винта, разработанная на кафедре проектирования вертолетов Московского авиационного института. Основные положения нелинейной вихревой модели подробно изложены в работе [23].

Нелинейная вихревая модель ранее была использована для исследования аэродинамических характеристик соосного НВ вертолета Ка-226 на режимах висения и горизонтального полета. Работы [24, 25] содержат результаты исследований на режимах висения и на отдельных режимах горизонтального полета на базе нелинейной вихревой модели и с применением высокоуровневого МКО на основе подхода URANS (Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes), а также их сопоставление с имеющимися экспериментальными данными.

На рис. 1 представлены расчетные поляры $c_T = f(m_K)$ для соосного НВ вертолета Ка-226 на висении, полученные в работе [24], а также экспериментальные данные из работы [3]. Наблюдается удовлетворительное совпадение результатов расчетов между собой и с данными эксперимента.

На рис. 2 приведены расчетные зависимости коэффициента крутящего момента (мощности) соосного НВ m_K (суммарный и отдельно для ВВ и ВН) по скорости горизонтального полета $m_K = f(V)$, полученные в работе [25]. Видно, что для рассмотренных скоростей $V = 30, 40, 50$ и 60 м/с коэффициенты m_K , полученные двумя различными методами численного моделирования, совпадают удовлетворительно.

Таким образом, представленные на рис. 1 и 2 данные, а также другие результаты, полученные в работах [24, 25], подтверждают достаточно высокую точность нелинейной вихревой модели при расчете интегральных аэродинамических характеристик винта, близкую к высокоуровневому методу МКО URANS, и служат ее валидации.

Расчетная модель соосного НВ вертолета Ка-226 на базе нелинейной вихревой модели в представленном исследовании была аналогична модели, использованной в работах [24, 25].

Основные параметры соосного НВ и эквивалентного ему одиночного НВ, использованные в работе, приведены в табл. 1.

Графические схемы рассмотренных винтов представлены на рис. 3.

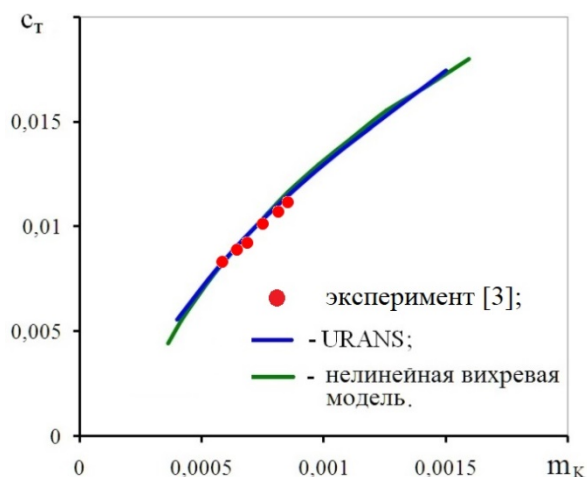


Рис. 1. Расчетные поляры из работы [24] и данные эксперимента из работы [3]
Fig. 1. Calculated power polars [24] with experimental data [3]

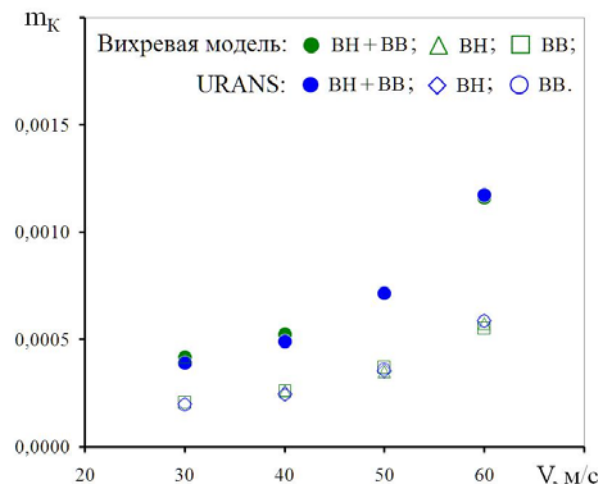


Рис. 2. Расчетные зависимости коэффициента мощности $m_k = f(V)$ [25]
Fig. 2. Calculated dependencies of the rotor power coefficient $c_Q = f(V)$ [25]

Таблица 1
Table 1

Основные параметры исследуемых НВ
Main parameters of the rotors under study

Параметр	Соосный НВ	Эквивалентный НВ	Ед.
Радиус НВ, R	6,62	6,62	м
Окружная скорость вращения, ωR	198	198	м/с
Разнос плоскостей вращения ВН и ВВ, h	1,142	—	м
Количество лопастей ВН и ВВ, k_L	2×3	6	—
Коэффициент заполнения винта, σ	0,075 (суммарный)	0,075	—
Хорда лопасти (по всей длине), b	0,26	0,26	м
Крутка лопасти (линейная), $\Delta\varphi_\Sigma$	-8,35	-8,35	град.

Моделирование аэродинамических характеристик рассмотренных НВ выполнялось для высоты $H = 0$ на режиме висения ($V = 0$) и на режимах горизонтального полета со скоростями $V = 10, 20, 30, 40, 50$ и 60 м/с ($\mu \approx 0,05 \dots 0,3$). Используемые в расчетах параметры работы винтов соответствовали полету вертолета с взлетным весом $G_{взл} = 3\ 600$ кгс (рис. 4). Для режима висения $V = 0$ в тяге НВ дополнительно учитывались потери на обдувку фюзеляжа, равные 3 %, а для $V = 10$ м/с равные 1,5 %. Кроме того, параметры работы НВ и законы управления подбирались с учетом ком-

пенсации аэродинамических нагрузок $X_{\alpha\phi}$ и $Y_{\alpha\phi}$ (в скоростной системе координат), возникающих на планере вертолета в полете, с ростом скорости V и с изменением угла атаки фюзеляжа α_ϕ . Продольный угол заклинивания вала НВ был принят равным $\alpha_z = 6^\circ$. Аэродинамические силы $X_{\alpha\phi}$ и $Y_{\alpha\phi}$ определялись на основе зависимостей $c_{x\phi} = f(\alpha_\phi)$ и $c_{y\phi} = f(\alpha_\phi)$, полученных для планера вертолета Ка-226 в работе [26] на основе метода CFD с валидацией на базе эксперимента.

На рис. 5 приведены использованная в расчетах зависимость углов атаки НВ

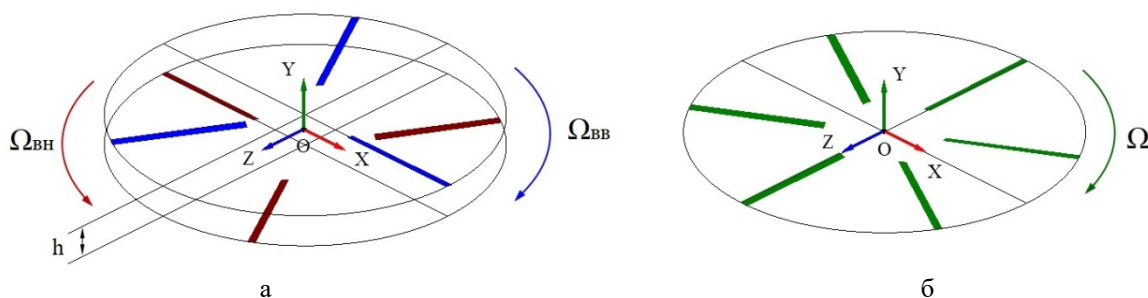


Рис. 3. Схемы расчетных моделей исследуемых НВ: а – соосный НВ; б – эквивалентный НВ
Fig. 3. Scheme of the rotors under study: a – coaxial rotor; б – equivalent single rotor

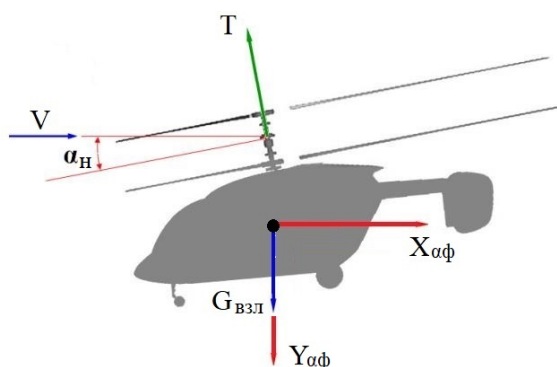


Рис. 4. Вертолет на режиме горизонтального полета
Fig. 4. Helicopter at forward flight

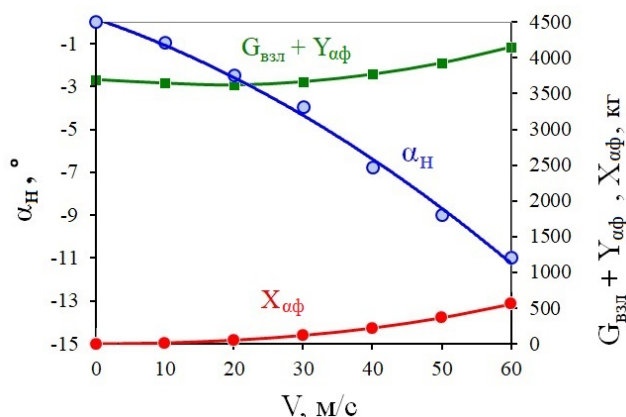


Рис. 5. Зависимости угла атаки НВ α_H и сил X_{α_f} и $G_{BZL} + Y_{\alpha_f}$ по скорости полета V
Fig. 5. Dependencies of rotors angle of attack α_H and forces X_f , $G + Y_f$, on the flight speed V

$\alpha_H = f(V)$ и соответствующие зависимости $X_{\alpha_f} = f(V)$ и $G_{BZL} + Y_{\alpha_f} = f(V)$, преодолеваемые в полете аэродинамической силой НВ. Видно, что значения $G_{BZL} + Y_{\alpha_f}$ сначала падают при уменьшении потерь на обдувку, а затем возрастают с увеличением скорости полета из-за роста отрицательной подъемной силы Y_{α_f} на планере вертолета (рис. 5).

Эквивалентный одиночный НВ не имеет массивной колонки автомата перекоса, как у соосного НВ. Величина сопротивления планера одновинтового вертолета аналогичного взлетного веса обычно существенно меньше, чем у соосного.

В представленной работе с целью обеспечения возможности сравнительного анализа аэродинамических характеристик оба винта моделировались в одинаковых условиях, поэтому для эквивалентного НВ использовались аналогичные соосному НВ зависимости

$\alpha_H = f(V)$, а также взлетный вес вертолета, характеристики планера, и потери на его обдувку (рис. 5).

Также важно отметить, что в расчетах для соосного НВ обеспечивалась балансировка винтов по величине крутящего момента $M_{KBV} = M_{KBH}$.

Результаты расчетов и обсуждение

Рассмотрим результаты расчетной визуализации форм нелинейного вихревого следа за лопастями соосного НВ и эквивалентного ему одиночного НВ.

На рис. 6 представлены картины визуализации форм вихревого следа на режиме висения ($V = 0$) и на режиме горизонтального полета ($V = 30$ м/с). При визуализации форм вихревого следа отображались только вихри,

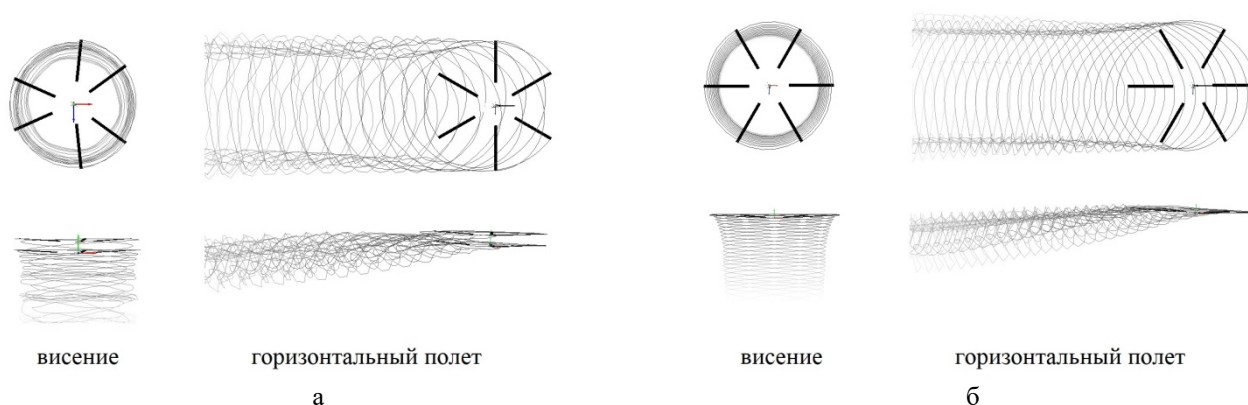


Рис. 6. Визуализация вихревого следа НВ на висении и на ГП при $V = 30$ м/с:
 a – соосный НВ; b – эквивалентный НВ

Fig. 6. Free vortex wake shapes visualizations at hover and forward flight ($V = 30$ m/s):
 a – coaxial rotor; b – equivalent single rotor

сходящие с концов лопастей, которые обычно визуализируются в экспериментах при помощи дымовой визуализации. Такой подход позволяет достаточно четко отразить общую структуру вихревого следа за винтом, не загромождая ее полной расчетной сеткой вихревого следа. Видны характерные особенности нелинейной структуры вихревого следа на режиме висения, заключающиеся в поджатии вихревого следа за НВ, а на режимах горизонтального полета в сворачивании вихревого следа по краям диска НВ в структуры вторичных вихревых жгутов. Воспроизведение этих и других особенностей, наблюдаемых в экспериментах и в летных испытаниях [1–2], необходимо для учета эффектов аэродинамической интерференции винтов и отдельных их лопастей между собой и, соответственно, для исследования отличий в аэродинамических характеристиках между рассматриваемыми винтами.

Обратимся к результатам расчета интегральных аэродинамических характеристик НВ.

На рис. 7 представлены зависимости силы тяги T для соосного (суммарная тяга ВВ и ВН) и для эквивалентного НВ по скорости полета V . Видно, что зависимости тяги $T = f(V)$, полученные в расчетах для обоих винтов, совпадают. Таким образом, с учетом принятых допущений можно сравнивать зависимости потребной мощности $N_{п} = f(V)$

соосного и эквивалентного винтов между собой.

При анализе тяги, создаваемой соосным НВ, целесообразно сравнить отдельно зависимости тяги верхнего и нижнего винтов с учетом равенства их крутящих моментов ($M_{КВВ} = M_{КВН}$). Соотношение между тягами ВВ и ВН по скорости полета, выраженное в процентах, представлено на рис. 8. Известной особенностью аэродинамики классических соосных НВ на режимах висения является разность в тягах ВВ и ВН, составляющая порядка 20 % в пользу ВВ (с учетом равенства их крутящих моментов) [1]. Это обусловлено работой ВН в вихревом следе ВВ, то есть аэродинамической интерференцией винтов.

Из рис. 8 следует, что с ростом скорости полета разница между тягами ВВ и ВН плавно уменьшается, а при $V = 50 \dots 60$ м/с и выше эта разница практически полностью исчезает. На больших скоростях полета тяги ВВ и ВН равны между собой, что фактически свидетельствует об отсутствии аэродинамической интерференции между винтами на скоростях полета свыше $V = 50$ м/с.

Исходя из результатов, приведенных выше, оба рассмотренных винта на одинаковых режимах полета обеспечивают одинаковую потребную тягу T , компенсирующую вес аппарата и аэродинамические нагрузки, возникающие на его планере.

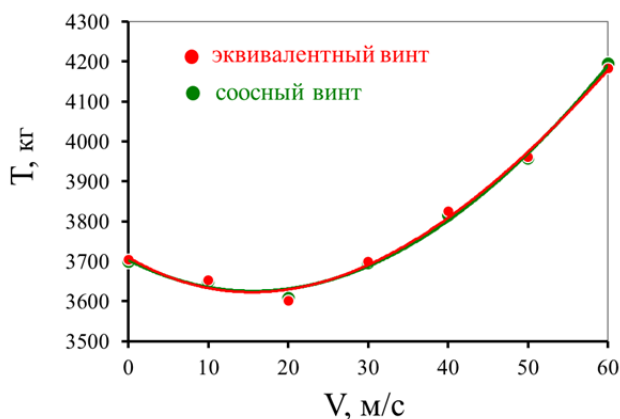


Рис. 7. Зависимости тяги винта $T = f(V)$
Fig. 7. Dependencies of rotor thrust $T = f(V)$

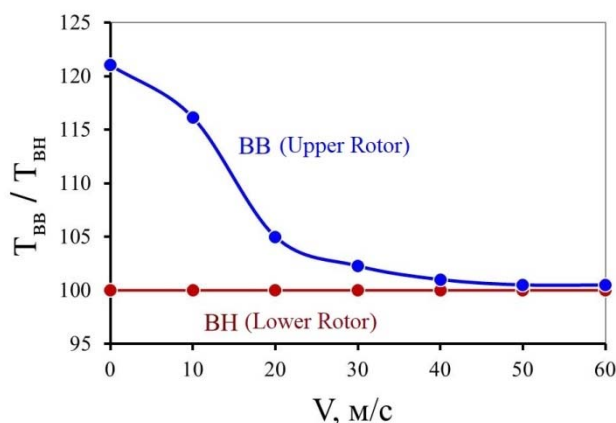


Рис. 8. Зависимости $T_{BB} / T_{BH} = f(V)$
Fig. 8. Dependencies of $T_{UR} / T_{LR} = f(V)$

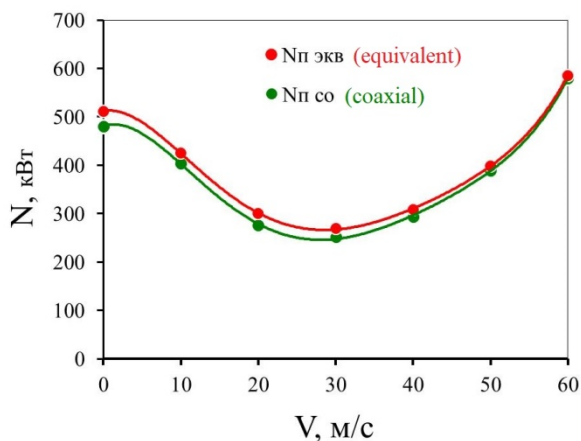


Рис. 9. Зависимости потребляемой мощности $N = f(V)$
Fig. 9. Dependencies of required power $N = f(V)$

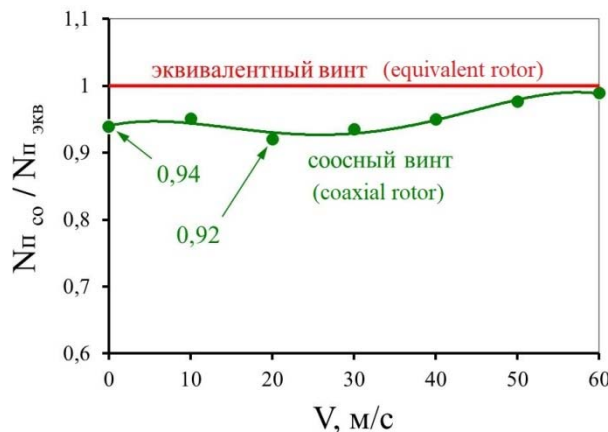


Рис. 10. Зависимости потребляемой мощности $N_{п\со} / N_{п\экв} = f(V)$
Fig. 10. Dependencies of required power $N_{coaxial} / N_{equivalent} = f(V)$

Рассмотрим зависимости мощности $N_{п}$, потребляемой на вращение лопастей соосного и эквивалентного НВ на различных режимах полета, представленные на рис. 9 и 10.

На рис. 9 приведены зависимости потребляемой мощности $N_{п} = f(V)$ для рассмотренных винтов. Видно, что кривая для соосного НВ $N_{п\со} = f(V)$ располагается на ряде режимов полета несколько ниже, чем кривая для эквивалентного винта $N_{п\экв} = f(V)$. То есть соосный НВ имеет меньшую потребляемую на вращение лопастей мощность при идентичных условиях. С ростом скорости полета эта разница уменьшается.

В приближенных инженерных методах расчета летно-технических характеристик вертолета мощности N_i и N_p обычно считаются отдельно [24–25]. При этом эффект соосного НВ учитывается в индуктивной мощности N_i , а профильная мощность N_p на вращение лопастей соосного и эквивалентного ему одиночного НВ считается одинаковой. Приняв это допущение и учитывая, что величина мощности, затрачиваемой на преодоление аэродинамических нагрузок, возникающих на планере, в расчетах для обоих винтов также будет одинаковой, можно считать, что разница между кривыми $N_{п} = f(V)$ для соосного

и эквивалентного НВ относится к индуктивной составляющей мощности N_i .

В наиболее современных методах расчета аэродинамических характеристик винтов, таких как нелинейные лопастные вихревые модели и МКО, потребную мощность на вращение НВ на составляющие N_i и N_p не разделяют. Однако приведенные выше данные можно использовать для оценки разницы между индуктивной мощностью соосного и эквивалентного НВ, то есть для определения необходимой поправки для приближенных моделей.

На рис. 10 представлена зависимость $N_{\text{исо}} / N_{\text{пэкв}} = f(V)$. Видно, что на режиме висения мощность у соосного НВ на 6 % ниже, чем у эквивалентного одиночного. Далее эта разница несколько увеличивается, достигая 8 % в пользу соосного НВ при $V = 20$ м/с. Затем преимущество соосного НВ в потребной мощности плавно снижается и практически полностью исчезает при $V > 50$ м/с. Это свидетельствует о том, что положительный эффект соосного НВ на больших скоростях горизонтального полета отсутствует и аэродинамические характеристики соосного НВ (при прочих равных) в этом плане не отличаются от эквивалентного. Тот же вывод был сделан выше по диаграмме $T_{\text{вв}} / T_{\text{вн}} = f(V)$ на рис. 8. Таким образом, можно заключить, что на скоростях полета $V > 60$ м/с какая-либо поправка, учитывающая особенности винта соосной схемы, при использовании вместо него модели одиночного эквивалентного НВ, не требуется.

Заключение

Выполнено численное моделирование аэродинамических характеристик соосного и эквивалентного ему одиночного НВ на режимах висения и горизонтального полета в широком диапазоне скоростей полета вертолета (набегающего на винт потока).

Рассчитаны формы нелинейного вихревого следа, а также зависимости тяги и потребной на вращение лопастей винтов мощности.

В результате сравнительного анализа аэродинамических характеристик винтов по-

лучены новые данные, касающиеся их отличительных особенностей и эффективности работы винтов на рассматриваемых режимах.

Установлено, что потребная мощность на вращение лопастей соосного НВ на висении на 6 % меньше, чем у эквивалентного НВ, при равных значениях силы тяги.

Показано, что с ростом скорости ГП выигрыш в потребной мощности соосного НВ сначала возрастает до 8 % (при $V = 20$ м/с), а затем плавно снижается до 6,5 % при $V = 30$ м/с, до 5 % при $V = 40$ м/с и 2,2 % при $V = 50$ м/с. На скоростях полета выше $V > 60$ м/с разницы в потребной на вращение лопастей мощности между соосным и эквивалентным НВ практически не наблюдается.

Полученные результаты дополняют имеющиеся данные по аэродинамике соосного и эквивалентного НВ и могут использоваться для уточнения поправок при определении аэродинамических характеристик соосного НВ с использованием модели эквивалентного НВ на базе приближенных методов расчета.

Список литературы

1. Петросян Э.А. Аэродинамика соосного вертолета. М.: Полигон-пресс, 2004. 820 с.
2. Bourtsev B.N. Helicopter wake form visualization results and their application to coaxial rotor analysis at hover / B.N. Bourtsev, V.I. Ryabov, S.V. Selemenev, V.P. Butov // 27th European Rotorcraft Forum. Russia, Moscow, 11–14 September 2001. Pp. 64.1–6.13.
3. Vassiliyev B.A. The Ka-226 helicopter flight performance and its compliance with the modern requirements / B.A. Vassiliyev, V.N. Kvokov, F.N. Pavlidi, E.A. Petrosian, E.B. Feofilov // Proceedings of the 33th European Rotorcraft Forum. Russia, Kazan, 11–13 September 2007. 12 p.
4. Burtsev B.N., Ryabov V.I., Selemenev S.V. Mathematical modeling of Ka-226 / Ka-26 Helicopter main rotor blade flapping motion at rotor acceleration / Deceleration in wind conditions // Proceedings of the 33rd European Rotorcraft Forum. Russia, Kazan, 11-13 September 2007. 14 p.

5. **Крицкий Б.С.** Пульсации тяги соосного несущего винта, обусловленные взаимным расположением лопастей / Б.С. Крицкий, Р.М. Миргазов, В.А. Аникин, О.В. Герасимов // Научный вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23, № 4. С. 96–104. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-4-96-104
6. **Ruddell A.J.** Advancing blade concept (ABCTM) development // Journal of the American Helicopter Society. 1977. Vol. 22, no. 1. Pp. 13–23. DOI: 10.4050/JAHS.22.1.13
7. **Bagai A.** Aerodynamic design of the X2 technology demonstrator main rotor blade // 64th Proceedings. Annual Forum of the American Helicopter Society, 2008. Vol. 1. Pp. 29–44.
8. **Bradley J.P., Sridharan A., James D.B.** Computational investigation of coaxial rotor interactional aerodynamics in steady forward flight // 33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference. USA, Dallas, TX, 22–26 June 2015. 29 p. DOI: 10.2514/6.2015-2883
9. **Klimchenko V., Sridharan A., Baeder J.** CFD/CSD Study of the aerodynamic interactions of a coaxial rotor in high-speed forward flight // 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference. USA, Denver, Colorado, 5–9 June 2017. 22 p. DOI: 10.2514/6.2017-4454
10. **Tan J., Sun Y., Barakos G.** Unsteady loads for coaxial rotors in forward flight computed using a vortex particle method // The Aeronautical Journal. 2018. Vol. 122, iss. 1251. Pp. 693–714. DOI: 10.1017/aer.2018.8
11. **Feil R.** Aeromechanics analysis of a high-advance-ratio lift-offset coaxial rotor system / R. Feil, J. Rauleder, C. Cameron, J. Sirohi [Электронный ресурс] // Journal of Aircraft. 2018. Vol. 56, no. 1. 13 p. DOI: 10.2514/1.C034748 (дата обращения: 10.08.2025).
12. **Puneet S., Peretz P.F.** Aeroelastic stability analysis of hingeless coaxial rotors in hover and forward flight // VFS Aeromechanics for Advanced Vertical Flight Technical Meeting. USA, San Jose, 21–23 January 2020. 20 p.
13. **Wang B.** Geometry design of coaxial rigid rotor in high-speed forward flight / B. Wang, X. Yuan, Q. Zhao, Z. Zhu [Электронный ресурс] // International Journal of Aerospace Engineering. 2020. 18 p. DOI: 10.1155/2020/6650375 (дата обращения: 10.08.2025).
14. **Kwon Y.M.** Aeromechanics analyses of a modern lift-offset coaxial rotor in high-speed forward flight / Y.M. Kwon, J.S. Park, S.Y. Wie, H.J. Kang, D.H. Kim // International Journal of Aeronautical and Space Sciences. 2021. Vol. 22. Pp. 338–351. DOI: 10.1007/s42405-020-00300-8
15. **Qi H., Wang P., Jiang L.** Numerical investigation on aerodynamic performance and interaction of a lift-offset coaxial rotor in forward flight // International Journal of Aeronautical and Space Sciences. 2022. Vol. 23. Pp. 255–264. DOI: 10.1007/s42405-022-00444-9
16. **Yang Y.** Analysis of the aeroacoustic characteristics of a rigid coaxial rotor in forward flight based on the CFD/VVPM Hybrid Method / Y. Yang, G. Xu, Y. Shi, Z. Hu [Электронный ресурс] // Aerospace. 2024. Vol. 11, iss. 21 p. DOI: 10.3390/aerospace11010021 (дата обращения: 10.08.2025).
17. **Koehl A.** Aerodynamic modelling and experimental identification of a coaxial-rotor UAV / A. Koehl, H. Rafaralahy, M. Boutayeb, D. Martinez // Journal of Intelligent & Robotic Systems. 2012. Vol. 68. Pp. 53–68. DOI: 10.1007/s10846-012-9665-x
18. **Shukla D., Komerath N.** Drone scale coaxial rotor aerodynamic interactions investigation [Электронный ресурс] // Journal of Fluids Engineering. 2019. Vol. 141, no. 7. ID: 071106. 10 p. DOI: 10.1115/1.4042162 (дата обращения: 10.08.2025).
19. **Wu W.** Aerodynamic analysis of rotor spacing and attitude transition in tilt-powered coaxial rotor UAV / W. Wu, X. Tan, X. Liu, A. Luo, L. Niu [Электронный ресурс] // Sensors. 2024. Vol. 24. ID: 7115. 17 p. DOI: 10.3390/s24227115 (дата обращения: 10.08.2025).
20. **Gan W.** Aerodynamic investigation on a coaxial-rotors unmanned aerial vehicle of bionic Chinese parasol seed / W. Gan, Y. Wang, H. Wang, J. Zhuang [Электронный ресурс] // Biomimetics. 2024. Vol. 9. ID: 403. 22 p. DOI: 10.3390/biomimetics9070403 (дата обращения: 10.08.2025).
21. **Шайдаков В.И., Игнаткин Ю.М., Маслов А.Д.** Аэродинамические характеристики несущих винтов двухвинтовых вертолетов: учеб. пособие. М.: МАИ, 1983. 39 с.

22. Шайдаков В.И. Алгоритмы и программы расчетов в задачах динамики вертолета: учеб. пособие / В.И. Шайдаков, И.С. Трошин, Ю.М. Игнаткин, Б.Л. Артамонов. М.: МАИ, 1984. 53 с.

23. Игнаткин Ю.М. Нелинейная лопастная вихревая теория винта и ее приложения для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолета / Ю.М. Игнаткин, П.В. Макеев, А.И. Шомов, Б.С. Гревцов [Электронный ресурс] // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16, № 5. С. 24–31. URL: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=12351> (дата обращения: 10.08.2025)

24. Konstantinov S.G. Comparative study of coaxial main rotor aerodynamics in the hover with the usage of two methods of computational fluid dynamics / S.G. Konstantinov, Yu.M. Ignatkin, P.V. Makeev, S.O. Nikitin [Электронный ресурс] // Journal of Aerospace Technology and Management. 2021. Vol. 13. 14 p. DOI: 10.1590/jatm.v13.1210 (дата обращения: 10.08.2025).

25. Konstantinov S.G. Comparative study of coaxial main rotor aerodynamics at forward flight based on free wake model and unsteady reynolds-averaged navier–stokes method / S.G. Konstantinov, Yu.M. Ignatkin, P.V. Makeev, A.I. Shomov, S.O. Nikitin [Электронный ресурс] // Journal of Aerospace Technology and Management. 2022. Vol. 14. 13 p. DOI: 10.1590/jatm.v14.1250 (дата обращения: 10.08.2025).

26. Игнаткин Ю.М., Константинов С.Г. Исследование аэродинамических характеристик планера вертолетов методом CFD // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2017. № 9-10. С. 34–41.

References

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

2. Bourtsev, B.N., Ryabov, V.I., Selemenev, S.V., Butov, V.P. (2001). Helicopter wake form visualization results and their appli-

cation to coaxial rotor analysis at hover. *In: 27th European Rotorcraft Forum*. Moscow, Russia, 11–14 September, pp. 64.1–6.13.

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

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

5. Kritsky, B.S., Mirgazov, R.M., Anikin, V.A., Gerasimov, O.V. (2020). Thrust pulsation of coaxial main rotor, caused by the blades relative position. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 23, no. 4, pp. 96–104. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-4-96-104

6. Ruddell, A.J. (1977). Advancing blade concept (ABCTM) development. *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 22, no. 1, pp. 13–23. DOI: 10.4050/JAHS.22.1.13

7. Bagai, A. (2008). Aerodynamic design of the X2 technology demonstrator main rotor blade. *In: 64th Proceedings. Annual Forum of the American Helicopter Society*, vol. 1, pp. 29–44.

8. Bradley, J.P., Sridharan, A., James, D.B. (2015). Computational investigation of coaxial rotor interactional aerodynamics in steady forward flight. *In: 33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, USA, Dallas, TX, 22–26 June, 29 p. DOI: 10.2514/6.2015-2883

9. Klimchenko, V., Sridharan, A., Bae-der, J. (2017) CFD/CSD Study of the aerodynamic interactions of a coaxial rotor in high-speed forward flight. *In: 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference*. USA, Denver, Colorado, 5-9 June, 22 p. DOI: 10.2514/6.2017-4454

10. Tan, J., Sun, Y., Barakos, G. (2018). Unsteady loads for coaxial rotors in forward flight computed using a vortex particle method. *The Aeronautical Journal*, vol. 122, issue 1251, pp. 693–714. DOI: 10.1017/aer.2018.8

11. Feil, R., Rauleder, J., Cameron, C., Sirohi, J. (2018). Aeromechanics analysis of

a high-advance-ratio lift-offset coaxial rotor system. *Journal of Aircraft*, vol. 56, no. 1, 13 p. DOI: 10.2514/1.C034748 (accessed: 10.08.2025).

12. **Puneet, S., Peretz, P.F.** (2020). Aeroelastic stability analysis of hingeless coaxial rotors in hover and forward flight. In: *VFS Aeromechanics for Advanced Vertical Flight Technical Meeting*, USA, San Jose, 21–23 January, 20 p.

13. **Wang, B., Yuan, X., Zhao, Q., Zhu, Z.** (2020). Geometry design of coaxial rigid rotor in high-speed forward flight. *International Journal of Aerospace Engineering*, 18 p. DOI: 10.1155/2020/6650375 (accessed: 10.08.2025).

14. **Kwon, Y.M., Park, J.S., Wie, S.Y., Kang, H.J., Kim, D.H.** (2021). Aeromechanics analyses of a modern lift-offset coaxial rotor in high-speed forward flight. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 22, pp. 338–351. DOI: 10.1007/s42405-020-00300-8

15. **Qi, H., Wang, P., Jiang, L.** (2022). Numerical investigation on aerodynamic performance and interaction of a lift-offset coaxial rotor in forward flight. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 23, pp. 255–264. DOI: 10.1007/s42405-022-00444-9

16. **Yang, Y., Xu, G., Shi, Y., Hu, Z.** (2024). Analysis of the aeroacoustic characteristics of a rigid coaxial rotor in forward flight based on the CFD/VVPM Hybrid Method. *Aerospace*, vol. 11, issue 1, 21 p. DOI: 10.3390/aerospace11010021 (accessed: 10.08.2025).

17. **Koehl, A., Rafaralahy, H., Boutayeb, M., Martinez, B.** (2012). Aerodynamic modelling and experimental identification of a coaxial-rotor UAV. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 68, pp. 53–68. DOI: 10.1007/s10846-012-9665-x

18. **Shukla, D., Komerath, N.** (2019). Drone scale coaxial rotor aerodynamic interactions investigation. *Journal of Fluids Engineering*, vol. 141, no. 7, ID: 071106, 10 p. DOI: 10.1115/1.4042162 (accessed: 10.08.2025).

19. **Wu, W., Tan, X., Liu, X., Luo, A., Niu, L.** (2024). Aerodynamic analysis of rotor spacing and attitude transition in tilt-powered coaxial rotor UAV. *Sensors*, vol. 24, ID: 7115,

17 p. DOI: 10.3390/s24227115 (accessed: 10.08.2025).

20. **Gan, W., Wang, Y., Wang, H., Zhuang, J.** (2024). Aerodynamic investigation on a coaxial-rotors unmanned aerial vehicle of bionic Chinese parasol seed. *Biomimetics*, vol. 9, ID: 403, 22 p. DOI: 10.3390/biomimetics9070403 (accessed: 10.08.2025).

21. **Shaidakov, V.I., Ignatkin, Yu.M., Maslov, A.D.** (1983). Aerodynamic characteristics of twin-rotor helicopter rotors. Moscow: MAI Publ., 39 p.

22. **Shaidakov, V.I., Troshin, I.S., Ignatkin, Yu.M., Artamonov, B.L.** (1984). Algorithms and calculation programs for helicopter dynamics problems. Moscow: MAI Publ., 53 p.

23. **Ignatkin, Yu.M., Makeev, P.V., Grevtsov, B.S., Shomov, A.I.** (2009). A nonlinear blade vortex propeller theory and its applications to estimate aerodynamic characteristics for helicopter main rotor and anti-torque rotor. *Vestnik MAI*, vol. 16, no. 5, pp. 24–31. Available at: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=12351> (accessed: 10.08.2025). (in Russian)

24. **Konstantinov, S.G., Ignatkin, Yu.M., Makeev, P.V., Nikitin, S.O.** (2021). Comparative study of coaxial main rotor aerodynamics in the hover with the usage of two methods of computational fluid dynamics. *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 13, 14 p. DOI: 10.1590/jatm.v13.1210 (accessed: 10.08.2025).

25. **Konstantinov, S.G., Ignatkin, Yu.M., Makeev, P.V., Shomov, A.I., Nikitin, S.O.** (2022). Comparative study of coaxial main rotor aerodynamics at forward flight based on free wake model and unsteady reynolds-averaged navier–stokes method. *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 14, 13 p. DOI: 10.1590/jatm.v14.1250 (accessed: 10.08.2025).

26. **Ignatkin, Yu.M., Konstantinov, S.G.** (2017). Researches of aerodynamic characteristics of planer helicopters using CFD-method. *All-Russian Scientific-Technical Journal “Polyot” (“Flight”)*, no. 9-10, pp. 34–41. (in Russian)

Сведения об авторе

Макеев Павел Вячеславович, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры проектирования вертолетов Московского авиационного института (национального исследовательского университета), makeevpv@mai.ru.

Information about the autor

Pavel V. Makeev, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Design and Certification of Aviation Equipment Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), makeevpv@mai.ru.

Поступила в редакцию	16.09.2025	Received	16.09.2025
Одобрена после рецензирования	06.10.2025	Approved after reviewing	06.10.2025
Принята в печать	26.03.2026	Accepted for publication	26.03.2026