

Численное моделирование аэродинамических характеристик и анализ эффективности концепций двухрядного и соосного рулевых винтов вертолета на режимах висения

© П.В. Макеев

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, 125993, Российская Федерация

Представлены результаты исследования аэродинамических характеристик двухрядного рулевого винта (ДРВ) и соосного рулевого винта (СРВ), концепция которых базируется на оригинальной схеме рулевых винтов экспериментального вертолета ЦАГИ-1ЭА (1930 г). ДРВ/СРВ представляют собой пару отдельных двухлопастных модулей с совмещенными горизонтальными шарнирами, которые в отличие от обычных рулевых винтов устанавливаются на одной оси с разных сторон (справа и слева) концевой балки вертолета. Проведено сравнение ДРВ/СРВ с существующим перспективным Х-образным рулевым винтом вертолетов семейства Ми-8/17, базирующееся на его геометрии. Разнос плоскостей вращения пар лопастей ДРВ/СРВ составляет $0,83R_{РВ}$. Рассмотрены два варианта направления вращения пар лопастей: в одном направлении (ДРВ) и в противоположных направлениях (СРВ). Для винтов в изолированной постановке без влияния килля и несущего винта рассчитаны режимы висения, при которых значительный разнос плоскостей вращения лопастей винтов позволяет максимально реализовать положительный аэродинамический эффект, свойственный классическим соосным несущим винтам вертолетов марки «Ка». Исследование выполнено на основе нелинейной вихревой модели винта. Построены и проанализированы формы вихревого следа, картины обтекания винта, зависимости распределенных и суммарных аэродинамических характеристик. На режимах висения исследованные винты демонстрируют по сравнению с Х-образным рулевым винтом значительный прирост относительного КПД, составляющий до +10 % для ДРВ и до +11,3 % для СРВ. ДРВ и СРВ рассмотренных типов можно использовать на одновинтовых вертолетах для повышения запасов путевого управления, снижения затрат мощности и повышения безопасности полета.

Ключевые слова: рулевой винт, двухрядный рулевой винт, соосный рулевой винт, Х-образный рулевой винт, режимы висения, нелинейная вихревая модель, аэродинамические характеристики

Введение. Одновинтовая схема с рулевым устройством — наиболее распространенная классическая схема вертолетов в мире. В большинстве одновинтовых вертолетов для компенсации реактивного крутящего момента от несущего винта (НВ) используется рулевой винт (РВ), который устанавливают на конце хвостовой балки. Этот винт — важнейший орган управления, обеспечивающий путевое управление и балансировку вертолета. Для РВ наиболее напряженный режим работы — режим висения вертолета, когда мощность и крутящий момент НВ максимальны. Для того чтобы избежать неконтролируемого разворота, РВ должен

обеспечивать необходимый запас тяги, в том числе при предельной взлетной массе вертолета [1]. Нехватка тяги РВ может привести к потере управления и серьезным авиационным происшествиям [1, 2]. Кроме того, РВ потребляют на висении порядка 8...12 % мощности силовой установки вертолета, что приводит к существенной потере мощности, в связи с чем повышение эффективности РВ на режимах висения очень важно.

Эффективность винта на режимах висения оценивается относительным КПД (η_0), являющимся показателем совершенства его аэродинамической компоновки. Относительный КПД винта на висении определяется по формуле $\eta_0 = c_T^{3/2} / (2 \cdot m_K)$, где c_T — коэффициент силы тяги винта; m_K — коэффициент крутящего момента (мощности).

У одиночных НВ, имеющих современную аэродинамическую компоновку и специализированные законцовки лопастей [3], на режимах висения КПД достигает 70...75 % [4]. Для современных соосных НВ, которые состоят из двух винтов, вращающихся в разном направлении и имеющих конструктивный разнос плоскостей вращения $h = 0,2R$ (R — радиус винта), КПД может достигать 80 % [5–7].

Особенностью компоновки РВ является сравнительно малое удлинение лопастей, отсутствие геометрической крутки лопасти, специальных законцовок, часто симметричный аэродинамический профиль. Из-за этого КПД серийных РВ обычно заметно ниже, чем у серийных НВ, и составляет в среднем 55...60 %.

Цель данной статьи — представить исследование аэродинамики концепций двухрядного (ДРВ) и соосного (СРВ) рулевых винтов на режимах висения, в том числе структур вихревого следа, картин обтекания, распределенных и суммарных аэродинамических характеристик, величин относительного КПД, для того чтобы оценить, насколько перспективно применять их на современных вертолетах.

На ряде современных вертолетов применяются РВ X-образной схемы [8]. Такой РВ состоит из двух отдельных пар лопастей, вращающихся в одном направлении и имеющих небольшой конструктивный разнос плоскостей вращения (рис. 1 [9]).



Рис. 1. Рулевой винт X-образной вертолета Ми-171А2

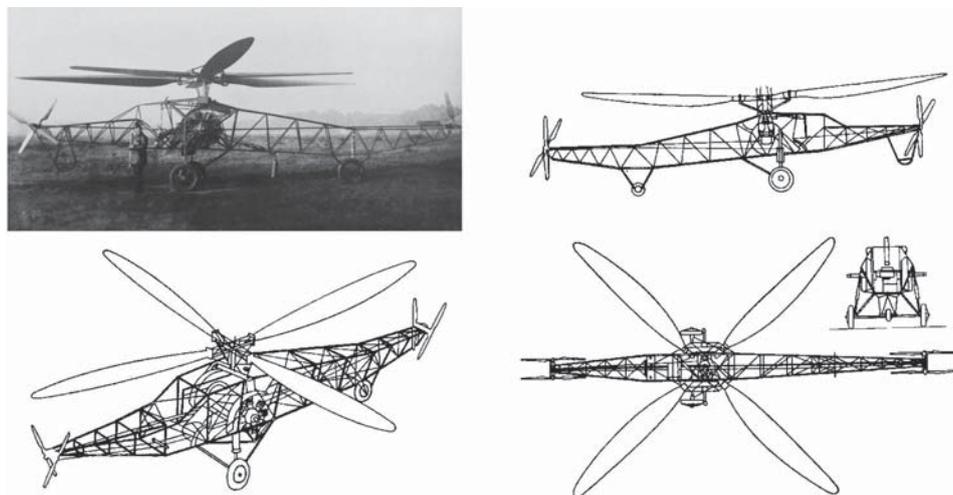


Рис. 2. Вертолет ЦАГИ-1ЭА

В экспериментальных и расчетных исследованиях Х-образные РВ демонстрируют высокие значения КПД на висении, достигающие 60...65 % [10–14].

На вертолетах также нередко применяют дополнительные технические решения, повышающие эффективность путевого управления и помогающие РВ. К ним относятся специальные аэродинамические гребни на хвостовых балках, или балки особого профиля, создающие под воздействием потока от несущего винта дополнительную боковую силу, совпадающую с тягой рулевого винта [15–17].

Таким образом, поиск путей дальнейшего увеличения эффективности РВ на режимах висения не теряет актуальности. Между тем, если обратиться к истории развития вертолетов, можно обнаружить отдельные примеры применения РВ, имеющих нетрадиционные схемы, в частности соосные рулевые винты (СРВ) экспериментального вертолета ЦАГИ-1ЭА (рис. 2), построенного в СССР в 1930 г. [18].

Вертолет ЦАГИ-1ЭА имел один НВ и два СРВ, установленных на двух противоположных хвостовых балках. Каждый из СРВ состоял из двух двухлопастных винтов, установленных справа и слева от соответствующей хвостовой балки, вращающихся в разных направлениях. Разнос плоскостей вращения винтов составлял $h \approx 0,55R$ (R — радиус вращения). Этот вертолет сумел подняться в 1932 г. на высоту 605 м.

Ранее в работе [19] на примере компоновки НВ было показано, что двухрядный винт с одинаковым направлением вращения лопастей лишь незначительно уступает соосному винту в показателе КПД на висении при одинаковом разnose плоскостей вращения верхнего и нижнего винтов. Можно предположить, что оригинальная схема РВ, которая была применена почти 100 лет назад на вертолете ЦАГИ-1ЭА, если учитывать современные сведения об аэродинамической эффективности

соосных и двухрядных винтов, может быть использована и на современных вертолетах.

Поставленная задача решается с помощью современного метода численного моделирования на базе нелинейной лопастной вихревой модели винта, разработанной на кафедре «Проектирование вертолетов» Московского авиационного института [20].

Концепция двухрядного/соосного рулевого винта. Рассматриваемые двухрядный рулевой винт (ДРВ) и соосный рулевой винт (СРВ) базируются на Х-образном РВ вертолета семейства Ми-8/17 (см. рис. 1). Исследованиями аэродинамических характеристик РВ разных типов, применяющихся на серийных вертолетах Ми-8/17, посвящены работы [21, 22]. Как известно, первые модификации вертолета Ми-8 имели трехлопастный толкающий РВ, расположенный справа от киля [23]. Позднее, на вертолетах Ми-8/171, РВ был перенесен на левую сторону хвостовой балки и стал тянущим. При этом изменилось направление его вращения. Последние модификации этого вертолета — Ми-171А2 и Ми-171А3 — оснащены перспективным четырехлопастным Х-образным РВ (см. рис. 1), который также выполнен тянущим.

На вертолете Ми-171А2 Х-образный РВ диаметром 3,84 м расположен слева от киля вертолета. Он состоит из пары двухлопастных модулей, имеющих разнос плоскостей вращения $h = 0,135$ м ($h \approx 0,07R$). Нижняя (по направлению тяги) пара лопастей является ведущей. Пары лопастей имеют конструктивный угол ножниц $\chi = 36^\circ$ [21, 22].

Конструктивно схема СРВ рассматриваемого в статье ДРВ такая же, которая была у вертолета ЦАГИ-1ЭА (см. рис. 2) [18]. Один из двухлопастных винтов у ДРВ перенесен на другую сторону хвостовой балки вертолета. В таком случае у вертолета семейства Ми-8/17 разнос плоскостей вращения двухлопастных модулей $h \approx 1,6$ м ($h \approx 0,83R$).

Полученная схема вертолета семейства Ми-8/17 с установленными ДРВ/СРВ представлена на рис. 3. Исходя из направления общей тяги РВ $T_{РВ}$, пары лопастей условно разделены на винт верхний (ВВ) и винт нижний (ВН). Пары лопастей ДРВ имеют одинаковое направление вращения лопастей ВВ и ВН, обозначенное на рис. 3 угловыми скоростями $\Omega_{ВВ}$ и $\Omega_{ВН}$. СРВ будет отличаться от ДРВ различным направлением вращения ВВ и ВН.

Ожидаемая форма струи ДРВ/СРВ на режимах висения также представлена на рис. 3. С учетом поджатия струи ВВ у ВН появляется значительная дополнительная площадь в виде кольца, через которую подсасывается дополнительный воздушный поток, что увеличивает общую эффективную площадь РВ. Этот эффект обеспечивает повышенную эффективность соосных НВ на висении. Следовательно, основной ожидаемый эффект от применения ДРВ/СРВ обусловлен большим разнесом плоскостей вращения пар лопастей.



Рис. 3. Одновинтовой вертолет с двухрядным/соосным рулевым винтом:
■ — струя тянущего винта (верхнего); ■ — струя толкающего винта (нижнего)

Расчетные модели винтов и постановка задачи. Для численного моделирования аэродинамических характеристик винтов применена нелинейная лопастная вихревая модель, разработанная на кафедре «Проектирование вертолетов» МАИ [20]. Эта модель подробно описана в работе [24], где также изложены результаты валидации модели при исследовании аэродинамических характеристик НВ и РВ на режимах висения. Основные характеристики двух рассматриваемых рулевых винтов с прямоугольными лопастями без крутки, приведены ниже:

	Х-образный [21]	ДРВ / СРВ
Диаметр винта D , м	3,84	3,84
Число лопастей k_l , шт.	4	4
Хорда лопасти b , м	0,24	0,24
Заполнение винта (суммарное) σ_Σ	0,159	0,159
Расстояние между ВН и ВВ h , м	0,135	1,6
Угол ножниц χ , град	36	0
Окружная скорость ωR , м/с	230	230

Аэродинамические характеристики рассматриваемых ДРВ и СРВ, полученные в представленной работе, сравниваются между собой и с базовым Х-образным РВ вертолета Ми-171А2, исследованным в работах [21, 22].

Расчетные модели РВ представлены на рис. 4: базового Х-образного рулевого винта, двухрядного рулевого винта (ДРВ) и соосного рулевого винта (СРВ). Для удобства в статье использована цветовая схема, в которой тянущий винт верхний (ВВ) показан синим цветом, толкающий винт нижний (ВН) — коричневым цветом.

Рассмотренные РВ моделировались в изолированной постановке без влияния НВ и планера (киля) вертолета. Лопасти винтов в расчетах были приняты абсолютно жесткими на изгиб и кручение. Каждая лопасть состояла из 12 расчетных элементов по радиусу. Расчетный шаг по времени $\Delta t = 0,00105$ с, что соответствует азимутальному углу $\Delta \psi = 10^\circ$. Всего для каждого расчетного случая моделировалось до 20 оборотов винта.

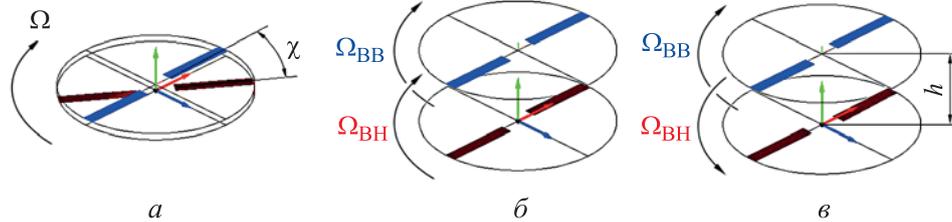


Рис. 4. Расчетные модели X-образного РВ (а), ДРВ (б) и СРВ (в)

Проведенные ранее исследования [24] показали, что на режимах висения такие параметры расчетной сетки обеспечивают хороший баланс между точностью и ресурсоемкостью применяемой расчетной модели.

Аэродинамические характеристики рассматриваемых винтов определялись на режимах висения в широком диапазоне углов установки лопастей винта $\varphi_7 = 5 \dots 16^\circ$.

Углы установки пар лопастей ВВ ВН винтов выбирались следующим образом. Для X-образного РВ углы установки ВВ и ВН приняты, как в работах [21, 22], одинаковыми: $\varphi_{7ВВ} = \varphi_{7ВН}$. Для ДРВ и СРВ рассматривалось два варианта выбора углов установки лопастей ВВ и ВН — $\varphi_{7ВВ}$ и $\varphi_{7ВН}$. В первом случае расчеты ДРВ и СРВ выполнялись при условии равенства углов установки лопастей ВВ и ВН: $\varphi_{7ВВ} = \varphi_{7ВН}$; во втором — углы установки лопастей ВВ и ВН выбирались исходя из условия обеспечения равенства их тяг $T_{ВВ} = T_{ВН}$ на рассматриваемом режиме висения. На примере соосного НВ известно, что тяга ВН снижается из-за влияния индуктивного потока от ВВ. Этот факт отмечен и для X-образного РВ в [9, 13]. Аналогичный эффект распространяется и на ДРВ. Поэтому для реализации условия $T_{ВВ} = T_{ВН}$ угол установки лопастей ВН должен быть увеличен по сравнению с углом установки ВВ: $\varphi_{7ВН} > \varphi_{7ВВ}$.

Результаты расчетов и обсуждение. Рассмотрим результаты численного моделирования аэродинамических характеристик X-образного, двухрядного и соосного рулевых винтов на режимах висения. Расчетная форма вихревого следа для РВ трех типов на режиме висения при суммарном коэффициенте тяги винтов $c_{T\Sigma} = c_{TВВ} + c_{TВН} = 0,02$ представлена на рис. 5. Здесь при визуализации форм вихревого следа была показана только часть вихревого следа, а именно вихри, сходящиеся с концов лопастей.

Для всех трех типов РВ наблюдается характерное для режима висения поджатие вихревого следа. При этом у ВВ поджатие вихревого следа заметно больше, чем у ВН. Шаг винтовой линии концевых вихря лопасти ВВ больше, чем у концевых вихря лопасти ВН, что характерно и для соосных НВ [5, 19]. Увеличение шага винтовой линии у X-образного РВ происходит практически сразу из-за малого разноса плоскостей вращения винтов, а у ДРВ и СРВ — существенно

позже, в момент прохода вихревого следа ВВ через плоскость вращения ВН. Также видно, что вихревой след СРВ существенно отличается от вихревого следа ДРВ. Наблюдается сложная нелинейная форма траекторий концевых вихрей ВВ (проявляющаяся с момента прохождения плоскости ВН). Для вихрей ВН это характерно с самого начала их схода с лопастей. Указанная особенность отмечается как в расчетах для соосных НВ [6, 19], так и в экспериментах [5].

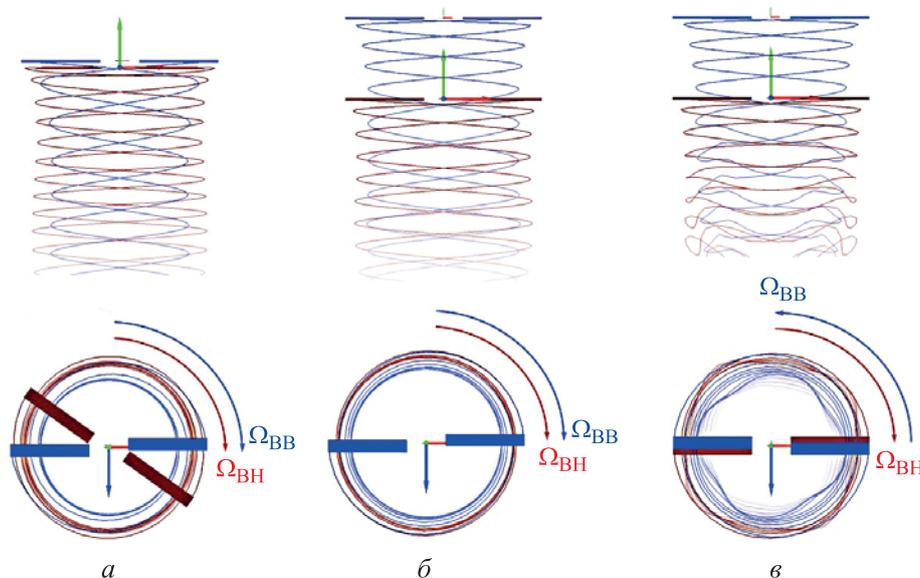


Рис. 5. Формы вихревого следа X-образного РВ (а), ДРВ (б), СРВ (в) на режиме висения ($c_{T\Sigma} = 0,02$)

Результаты визуализации структуры обтекающего винт потока с помощью линий тока представлены на рис. 6. Линии тока построены в проекции на плоскость, перпендикулярную плоскости вращения винта. Они демонстрируют поджатие струи за винтами и, кроме того, позволяют проанализировать распределение скоростей в струе за винтом. Видно, что отмеченный на рис. 5 существенно больший шаг винтовой линии концевых вихрей лопастей ВВ обусловлен особенностями поля скоростей в струе от винта. Можно также отметить, что в момент прохождения через ВН струя ВВ вследствие большого разнеса плоскостей вращения винтов у ДРВ и СРВ имеет практически максимальное поджатие. Дополнительно прояснить особенности аэродинамики рассматриваемых винтов позволяют зависимости распределения осевой составляющей индуктивной скорости v_y и угла атаки профиля α вдоль относительного радиуса r/R лопастей ВВ и ВН. Графики зависимостей $v_y = f(r/R)$ и $\alpha = f(r/R)$ для базового X-образного РВ и для ДРВ представлены на рис. 7. Аналогичные зависимости для СРВ, как показали результаты расчетов, очень близки к зависимостям для ДРВ.

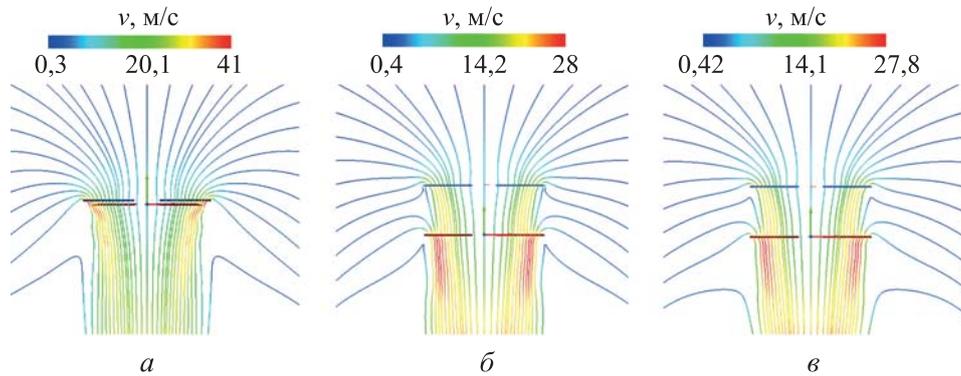


Рис. 6. Картина обтекания X-образного РВ (а), ДРВ (б), СРВ (в) на режиме висения ($c_{T\Sigma} = 0,02$)

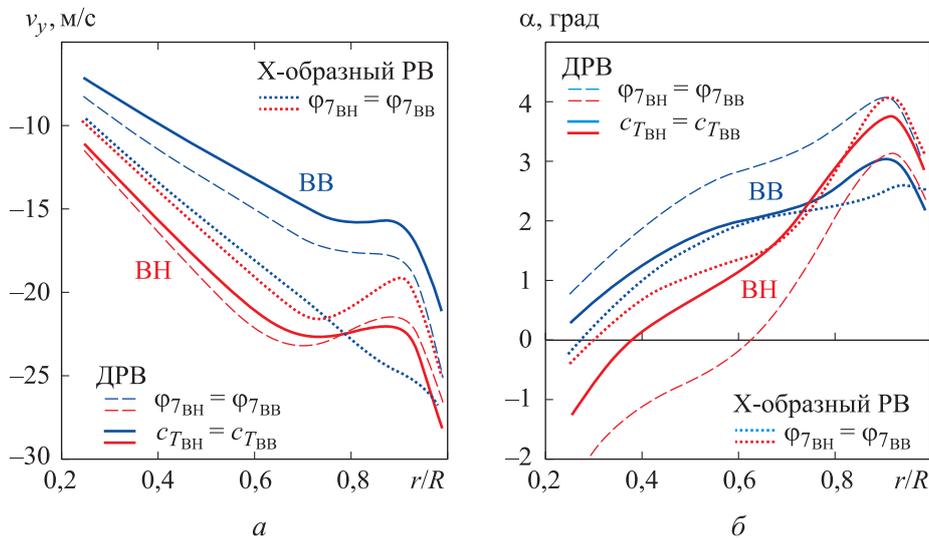


Рис. 7. Зависимости $v_y = f(r/R)$ (а) и $\alpha = f(r/R)$ (б) для X-образного РВ и ДРВ на режиме висения ($c_{T\Sigma} = 0,02$)

Из графиков $v_y = f(r/R)$ для X-образного РВ, представленных на рис. 7, а, следует, что у ВН в области радиусов $r/R = 0,7-0,9$ наблюдается значительное изменение индуктивной скорости, очевидно, вызванное влиянием концевых вихря от впереди идущей лопасти. Характерно, что у ВВ X-образного РВ такой особенности не обнаружено. Эпюры индуктивной скорости ВВ и ВН на графике $v_y = f(r/R)$ у ДРВ имеют похожую форму. Здесь у обоих винтов прослеживается влияние вихря от впереди идущей лопасти. При этом для ДРВ индуктивная скорость у ВН значительно выше, чем у ВВ, что согласуется с распределением скоростей на картинах обтекания винтов (см. рис. 6). Для радиусов $r/R = 0,6...0,7$ у ДРВ эта разница достигает 1,6 раз. Вместе с тем

графики $v_y = f(r/R)$ для ВН практически не зависят от того, имеет ли рассматриваемый ДРВ равные углы установки лопастей $\varphi_{7ВВ} = \varphi_{7ВН}$ или равные коэффициенты тяги $c_{TВВ} = c_{TВН}$. Для ВВ ДРВ такая разница есть, для $r/R = 0,7$ (при условии, что $\varphi_{7ВВ} = \varphi_{7ВН}$) индуктивная скорость у ВВ на 20 % ниже, чем у ВН.

Для Х-образного РВ и ДРВ на рис. 7, б приведены зависимости угла атаки профилей лопасти $\alpha = f(r/R)$. Для ДРВ представленные графики существенно отличаются от аналогичных зависимостей у Х-образного РВ. В случае $\varphi_{7ВВ} = \varphi_{7ВН}$, наблюдается значительное уменьшение углов атаки α у ВН, что связано с индуктивным влиянием ВВ. Если у Х-образного РВ это не столь критично, то у ВН ДРВ отмечается обширная область отрицательных углов атаки, что очевидно вызовет снижение его эффективности. В случае, если обеспечивается условие $c_{TВВ} = c_{TВН}$, соответствующее увеличение угла установки лопастей ВН $\varphi_{7ВН}$ компенсирует снижение углов атаки, поэтому углы атаки увеличиваются, а область отрицательных углов атаки значительно сокращается. Таким образом, для обеспечения аэродинамической эффективности ДРВ компенсация снижения тяги ВН путем увеличения его углов установки $\varphi_{7ВН}$ имеет важное значение.

Для рассмотренных Х-образного РВ, ДРВ и СРВ на рис. 8 представлены зависимости суммарного коэффициента тяги от суммарного коэффициента крутящего момента (мощности) $c_{T\Sigma} = f(m_{K\Sigma})$, а также зависимости относительного КПД на режиме висения $\eta_0 = f(c_{T\Sigma}/\sigma_\Sigma)$. Из рис. 8, а следует, что поляры СРВ и ДРВ смещены влево относительно поляры Х-образного РВ. Это свидетельствует о меньших

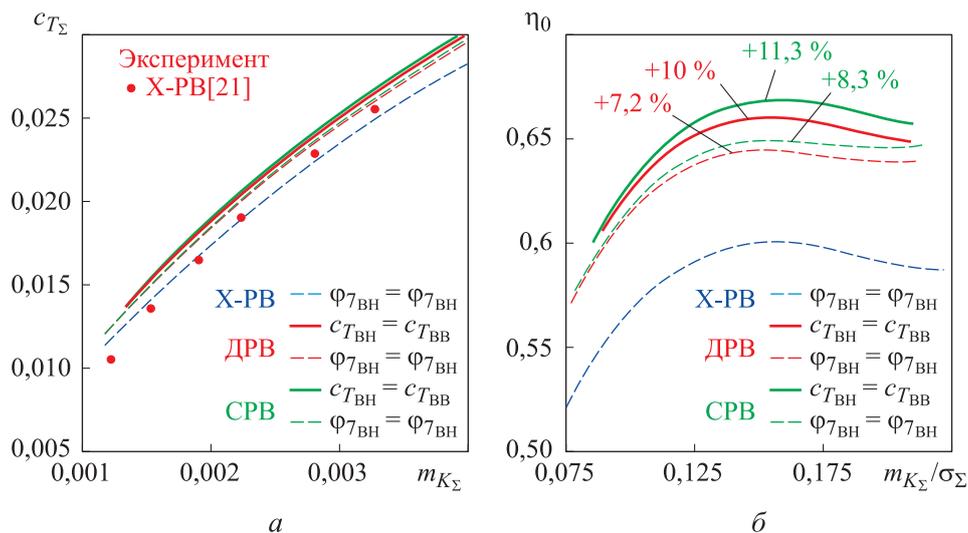


Рис. 8. Поляры (а) и зависимости относительного КПД (б) для Х-образного РВ, ДРВ и СРВ на режимах висения

затратах мощности, требуемой для создания одного и того же значения тяги у СРВ и ДРВ. При этом сами поляры ДРВ и СРВ на диаграмме практически сливаются, но поляра СРВ смещена вправо несколько сильнее. Кроме того, варианты СРВ и ДРВ с равными коэффициентами тяги ВВ и ВН $c_{ТВВ} = c_{ТВН}$ оказываются предпочтительнее варианта с равными углами установки лопастей $\varphi_{7В} = \varphi_{7Н}$. Это согласуется со сделанными при анализе рис. 7, б выводами о том, что для повышения эффективности СРВ/ДРВ также необходимо увеличивать шаг ВН для выравнивания распределения тяги между винтами. Для Х-образного РВ, приведенного на рис. 8, а, также показаны точки экспериментальной поляры [21]. Наблюдается удовлетворительное согласование данных расчета и результатов эксперимента, что дополнительно подтверждает достоверность применяемой модели.

Эффективность винтов на висении, определяемая параметром относительного КПД, зависимости которого для Х-образного РВ, СРВ и ДРВ представлены на рис. 8, б, подчеркивает выводы, сделанные ранее из анализа поляр винтов. Видно, что у оптимального ДРВ (при $c_{ТВВ} = c_{ТВН}$) КПД на 10 % выше, чем у Х-образного РВ, а у аналогичного СРВ прирост КПД составляет +11,3 %, т. е. он на 1,3 % больше. Качественно этот вывод согласуется с результатами, полученными для соосного и двухрядного НВ в работе [19].

В отличие от НВ, для РВ не возникает необходимости в компенсации реактивного момента ВВ и ВН. Относительно небольшой прирост КПД у СРВ по сравнению с ДРВ может быть не оправдан из-за существенного усложнения трансмиссии и системы управления.

Таким образом, концепция двухрядного рулевого винта (ДРВ), состоящего из двух отдельных пар лопастей, расположенных по обеим сторонам хвостовой балки, которая берет свое начало от соосных рулевых винтов вертолета ЦАГИ-1ЭА (1930 г.), представляется актуальной, так как продемонстрировала свою перспективность для современных вертолетов.

Прирост КПД на 10 % по сравнению с существующими Х-образными винтами, является высоким показателем, практически не достижимым другими путями. Вопрос влияния угла ножниц χ на эффективность ДРВ в представленном исследовании не рассмотрен. По умолчанию для ДРВ в исследовании принят угол $\chi = 0$. Этот вопрос может быть исследован дополнительно, однако очевидно, что эффект влияния угла ножниц у ДРВ не позволит ему превысить показатели КПД, полученные для СРВ. Кроме того, большой разнос плоскостей вращения пар лопастей ДРВ должен нивелировать влияние угла ножниц на эффективность винта.

В случае дальнейшего улучшения аэродинамической компоновки непосредственно самой лопасти РВ его КПД может быть дополнительно повышен. При этом продемонстрированный прирост КПД в 10 %

может быть экстраполирован на любой четырехлопастный рулевой винт.

При дальнейших исследованиях все перечисленное может приблизить показатели КПД РВ подобного типа вплотную к показателям КПД современных НВ.

Заключение. Исследованы эффективность и перспективы применения в качестве рулевого устройства вертолета оригинальных двухрядного рулевого винта (ДРВ) и соосного рулевого винта (СРВ), состоящих из двух пар лопастей, установленных справа и слева от концевой балки с разном плоскостей вращения около 80 % от радиуса винта. Геометрия лопасти СРВ/ДРВ базируется на известном Х-образном РВ вертолетов семейства Ми-8/17. Для численного моделирования была использована современная нелинейная лопастная вихревая модель винта, разработанная на кафедре «Проектирование вертолетов» МАИ. Рассмотрены режимы висения в изолированной постановке без влияния килея и несущего винта. Построены и проанализированы картины обтекания винтов, структуры вихревого следа, распределенные и интегральные аэродинамические характеристики винтов. Продемонстрировано, что вследствие индуктивного влияния верхнего (тянущего) двухлопастного винта на нижний (толкающий) его эффективность значительно снижается. С целью ее повышения необходимо увеличить углы установки нижнего винта по сравнению с верхним, для того чтобы обеспечить равенство их тяг на режиме висения. Показано, что основной положительный аэродинамический эффект ДРВ/СРВ достигается за счет максимальной реализации эффекта поджатия струи верхнего винта при прохождении через плоскость вращения нижнего винта, благодаря чему увеличивается общая эффективная площадь ДРВ/СРВ. Установлено, что двухрядный винт с одинаковым направлением вращения лопастей (ДРВ) имеет КПД на висении на 10 % выше, а с различным направлением вращения лопастей (СРВ) — на 11,3 % выше, чем у Х-образного РВ. Полученная разница между СРВ и ДРВ в 1,3 % может быть недостаточно обоснована повышением сложности конструкции СРВ и трансмиссии. ДРВ и СРВ подобной конфигурации могут быть использованы для ряда вертолетов с целью повышения запасов путевого управления, снижения затрат мощности на привод РВ и повышения безопасности полета.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Анимица В.А., Леонтьев В.А. О «самопроизвольном» вращении одновинтовых вертолетов. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2011, № 172, с. 96–102.
- [2] Шибает В., Фаворова Т., Аполлонов Д. Тренировки пилотов в расширенной области параметров движения воздушного судна как залог безопасности полетов. *Аэрокосмический курьер*, 2011, № 5, с. 48–49.
- [3] Крицкий Б.С. Моделирование обтекания лопастей несущего винта с различными законцовками. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2010, № 151, с. 28–32.

- [4] Игнаткин Ю.М., Константинов С.Г. Исследование аэродинамических характеристик несущего винта вертолета методом CFD. *Труды МАИ*, 2012, № 57, 14 с. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=30875>
- [5] Bourtsev B.N., Kvokov V.N., Vainstein I.M., Petrosian E.A. Phenomenon of a Coaxial Helicopter High Figure of Merit at Hover. *23rd European Rotorcraft Forum*, Germany, Dresden, September 1997.
- [6] Yana J., Rand O. Performance analysis of a coaxial rotor system in hover: Three points of view. In: *Proceedings of the 28th International Congress of Aeronautical Sciences*. Brisbane, Australia, September 2012.
- [7] Singh P., Friedmann P. Application of Vortex Methods to Coaxial Rotor Wake and Load Calculations in Hover. *Journal of Aircraft*, 2017, vol. 55, pp. 1–9.
- [8] Sonneborn W.G.O., Drees J.M. The Scissors Rotor. *Journal of the American Helicopter Society*, 1975, vol. 20, no. 3, pp. 18–27.
- [9] Rozhdestvensky M.G. Scissors rotor concept-new results obtained. In: *Proceedings of the 52nd Annual Forum of the American Helicopter Society*. Washington, DC, 1996, pp. 1231–1241.
- [10] Ивчин В.А., Самсонов К.Ю. Экспериментальные исследования модели Х-образного рулевого винта с целью улучшения его аэродинамических характеристик. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2010, № 151, с. 71–78.
- [11] Xu G.H. An experimental and analytical investigation of scissors rotor aerodynamics in hover. *American Helicopter Society 60th Annual Forum*, 2004, vol. 1, pp. 54–62.
- [12] Zhu Z., Zhao Q., Wang B. Studies on vortex interaction mechanism and aerodynamic characteristic of scissors tail rotor. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2016, vol. 48(4), pp. 886–896.
- [13] Артамонов Б.Л. Метод расчета аэродинамических характеристик Х-образного рулевого винта на режимах осевого обтекания на основе линейной дисковой вихревой теории. *Труды ОКБ МВЗ им. М.И. Мила, Вып. 4*. Москва, Машиностроение–Полет, 2019, с. 144–162.
- [14] Каталог гражданских вертолетов, производство — Россия. Интернет-ресурс. URL: <https://rhc.ru/catalog/mi-171a2/> (дата обращения: 12.12.2025).
- [15] Ивчин В.А., Судаков В.Г. Вычислительный эксперимент по определению аэродинамических характеристик цилиндрической хвостовой балки вертолета с гребнем. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2014, № 200, с. 55–62.
- [16] Рождественский М. Г. Влияние аэродинамических гребней на силы на хвостовой балке вертолета. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2020, № 7, с. 3–14.
- [17] Ezerta A., Can B., Güngör O., Ortakaya Y. CFD Based Aerodynamic Design of Helicopter Tail Boom for Hover and Sideward Flight Performance Enhancement. *Vertical Flight Society's 75th Annual Forum & Technology Display*. Philadelphia, PA, USA, May 2019.
- [18] *Вертолет TSAGI-IEA — история разработки, фотографии, чертежи, технические данные*. Интернет-ресурс. URL: https://aviastar.org/helicopters_eng/brat_1ea.php?ysclid=mha5x4ixon747159711 (дата обращения: 10.12.2025).
- [19] Макеев П.В., Игнаткин, Ю.М., Шайдаков В.И., Никитин С.О. Сравнительное исследование аэродинамических характеристик одиночного, соосного и двухрядного несущих винтов на режиме висения. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*, 2021, № 2, с. 57–62.
- [20] Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И., Гревцов Б.С. Нелинейная лопастная вихревая теория винта и ее приложения для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолета. *Вестник МАИ*, 2009, т. 16, № 5, с. 24–31.

- [21] Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И., Ивчин В.А. Сравнительные расчетные исследования трехлопастного и Х-образного рулевых винтов на режимах «вихревого кольца». *Научный вестник МГТУ ГА*, 2016, № 223 (1), с. 93–100.
- [22] Makeev P.V., Ignatkin Y.M., Shomov A.I., Ivchin V.A. Comparative Study of 3-Bladed and Scissors Tail Rotors Aerodynamics in Axial Flow. *International Review of Aerospace Engineering (IREASE)*, 2022, vol. 15, no. 2, pp. 71–84.
- [23] Зозуля В.Б., Иванов Ю.П. *Практическая аэродинамика вертолета Ми-8*. Москва, Машиностроение, 1977, с. 151.
- [24] Макеев П.В. *Методы численного моделирования нестационарных аэродинамических характеристик и формирования границ области режимов вихревого кольца винтов и их приложение к задачам повышения безопасности полетов вертолетов: Дис. ... д-ра техн. наук*. Москва, 2025, 350 с. URL: https://mai.ru/upload/iblock/d13/1lq8umfxpvol6ssz6yilf4qgigh9m2xe/Tekst_Dissertatsii_Makeev_PV_MAI.pdf

Статья поступила в редакцию 09.12.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Макеев П.В. Численное моделирование аэродинамических характеристик и анализ эффективности концепций двухрядного и соосного рулевых винтов вертолета на режимах висения. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 2. EDN ВМКTYW

Макеев Павел Вячеславович — д-р техн. наук, доцент, профессор 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

Numerical Study of Aerodynamics and Effectiveness of Helicopter Double Row and Co-rotating Tail Rotors Concepts in Hover Modes

© P.V. Makeev

Moscow Aviation Institute, Moscow, 125993, Russian Federation

The article presents the results of a study of the aerodynamic characteristics of a double-row tail rotor (DRTR) and a coaxial tail rotor (CTR), whose concept is based on the original tail rotor scheme of the TsAGI-IEA experimental helicopter (1930). The considered DRTR/CTR consists of a pair of separate two-bladed modules with combined horizontal hinges (HH), installed, unlike conventional tail rotors (TR), on the same axis from different sides (right and left) of the helicopter tail boom. The DRTR/CTR is compared with the existing promising scissors tail rotor of the Mi-8/17 family of helicopters and is based on its geometry. The separation of the rotation planes of the DRTR/CTR blade pairs is $0.83R$. Two variants of the direction of rotation of the pairs of blades were considered: co-rotating (DRTR) and counter-rotating (CTR). For rotors in an isolated case without the influence of the vertical tail and main rotor (MR), hovering modes are considered, where a significant separation of the planes of rotation of the rotor blades makes it possible to maximize the positive aerodynamic effect characteristic of classic coaxial MR helicopters of the “Kamov” brand. The study was performed on the basis of a free wake model of a rotor. The shapes of the vortex wake, the flow patterns of the rotor, and the dependences of the distributed and total aerodynamic characteristics are constructed and analyzed. In hovering modes, the rotors considered demonstrate a significant increase in Figure of Merit, amounting to up to +10% for DRTR, and up to +11.3% for CTR compared with the scissors TR. The considered types of DRTR and CTR can be used on single-rotor helicopters for significantly increasing the reserves of control, reducing power costs, and improving flight safety.

Keywords: tail rotor, double-row tail rotor, co-rotating tail, scissors tail rotor, hovering modes, free wake model, aerodynamic characteristics

REFERENCES

- [1] Animitsa V.A., Leontyev V.A. O “samoproizvol’nom” vraschenii odnovintovykh vertoletov [On the “spontaneous” rotation of single-rotor helicopters]. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA — Civil Aviation High Technologies*, 2011, no. 172, pp. 96–102.
- [2] Shibaev V., Favorova T., Apollonov D. Trenirovki pilotov v rasshirennoy oblasti parametrov dvizheniya vozdušnogo sudna kak zalog bezopasnosti poletov [Pilot training in an extended range of aircraft motion parameters as a basis for flight safety]. *Aerospace Courier*, 2011, no. 5, pp. 48–49.
- [3] Kritskiy B.S. Modelirovanie obtekaniya lopastey nesuschego vinta s razlichnymi zakontsovkami [Modeling of the airflow around main rotor blades with different tip shapes]. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA — Civil Aviation High Technologies*, 2010, no. 151, pp. 28–32.
- [4] Ignatkin Yu.M., Konstantinov S.G. Issledovanie aerodinamicheskikh kharakteristik nesuschego vinta vertoleteta metodom CFD [Investigation of the aerodynamic characteristics of a helicopter main rotor using the CFD method]. *Trudy MAI*, 2012, no. 57, 14 p. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=30875>
- [5] Bourtsev B.N., Kvokov V.N., Vainstein I.M., Petrosian E.A. Phenomenon of a Coaxial Helicopter High Figure of Merit at Hover. In: *Proceedings of the 23rd European Rotorcraft Forum*. Dresden, Germany, September 1997.

- [6] Yana J., Rand O. Performance Analysis of a Coaxial Rotor System in Hover: Three Points of View. In: *Proceedings of the 28th International Congress of Aeronautical Sciences*. Brisbane, Australia, September 2012.
- [7] Singh P., Friedmann P. Application of Vortex Methods to Coaxial Rotor Wake and Load Calculations in Hover. *Journal of Aircraft*, 2017, vol. 55, pp. 1–9.
- [8] Sonneborn W.G.O., Drees J.M. The Scissors Rotor. *Journal of the American Helicopter Society*, 1975, vol. 20, no. 3, pp. 18–27.
- [9] Rozhdestvensky M.G. Scissors Rotor Concept—New Results Obtained. In: *Proceedings of the 52nd Annual Forum of the American Helicopter Society*. Washington, DC, 1996, pp. 1231–1241.
- [10] Ivchin V.A., Samsonov K.Yu. Eksperimental'nye issledovaniya modeli X-obraznogo rulevogo vinta s tsel'yu uluchsheniya ego aerodinamicheskikh kharakteristik [Experimental studies of an scissors tail rotor model aimed at improving its aerodynamic characteristics]. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA — Civil Aviation High Technologies*, 2010, no. 151, pp. 71–78.
- [11] Xu G.H. An Experimental and Analytical Investigation of Scissors Rotor Aerodynamics in Hover. In: *Proceedings of the 60th Annual Forum of the American Helicopter Society*, 2004, vol. 1, pp. 54–62.
- [12] Zhu Z., Zhao Q., Wang B. Studies on Vortex Interaction Mechanism and Aerodynamic Characteristic of Scissors Tail Rotor. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2016, vol. 48, no. 4, pp. 886–896.
- [13] Artamonov B.L. Metod rascheta aerodinamicheskikh kharakteristik X-obraznogo rulevogo vinta na rezhimakh osovogo obtekaniya na osnove lineynoy diskovoy vikhrevoy teorii [Method for calculating aerodynamic characteristics of a scissor tail rotor in axial flow using linear disk vortex theory]. In: *Trudy OKB MVZ im. M.L. Milya*, vol. 4 [Proceedings of OKB MVZ named after M.L. Mil]. Moscow, Mashinostroenie–Polet Publ., 2019, pp. 144–162.
- [14] *Katalog grazhdanskikh vertoletov, proizvodstvo – Rossiya* [Catalog of civil helicopters, manufactured in Russia]. Available at: <https://rhc.ru/catalog/mi-171a2/> (accessed December 12, 2025).
- [15] Ivchin V.A., Sudakov V.G. Vychislitel'nyy eksperiment po opredeleniyu aerodinamicheskikh kharakteristik tsilindricheskoy khvostovoy balki vertoleta s grebnem [Computational experiment for determining aerodynamic characteristics of a cylindrical helicopter tail boom with a fin]. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA — Civil Aviation High Technologies*, 2014, no. 200, pp. 55–62.
- [1] Rozhdestvenskiy M.G. Vliyanie aerodinamicheskikh grebney na sily na khvostovoy balke vertoleta [Effect of aerodynamic fins on forces on a helicopter tail boom]. *Obscherossiyskiy nauchno-tehnicheskii zhurnal "Polyot" — All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, 2020, no. 7, pp. 3–14.
- [2] Ezerta A., Can B., Gungör O., Ortakaya Y. CFD Based Aerodynamic Design of Helicopter Tail Boom for Hover and Sideward Flight Performance Enhancement. In: *Proceedings of the Vertical Flight Society's 75th Annual Forum & Technology Display*. Philadelphia, PA, USA, May 2019.
- [3] *Vertolet TSAGI-1EA – istoriya razrabotki, fotografii, chertezhi, tekhnicheskie dannye* [TSAGI-1EA helicopter – development history, photos, drawings, technical data]. Available at: https://aviastar.org/helicopters_eng/brat_1ea.php?ysclid=mha5x4ixon747159711 (accessed December 10, 2025).
- [4] Makeev P.V., Ignatkin Yu.M., Shaidakov V.I., Nikitin S.O. Sravnitel'noe issledovanie aerodinamicheskikh kharakteristik odinochnogo, soosnogo i dvukhriadnogo nesuschikh vintov na rezhime viseniya [Comparative study of aerodynamic characteristics of single, coaxial and double-row main rotors in hover]. *Izvestiya*

- vysshikh uchebnykh zavedenii. *Aviatsionnaya Tekhnika — Russian Aeronautics*, 2021, no. 2, pp. 57–62.
- [5] Ignatkin Yu.M., Makeev P.V., Shomov A.I., Grevtsov B.S. Nelineynaya lopastnaya vikhrevaya teoriya vinta i yeye primeneniya dlya rascheta aerodinamicheskikh kharakteristik nesushchikh i rulevykh vintov vertoleta [Nonlinear blade rotor free wake theory and its applications for calculating aerodynamic characteristics of helicopter main and tail rotors]. *Vestnik MAI — Aerospace MAI journal*, 2009, vol. 16, no. 5, pp. 24–31.
- [6] Ignatkin Yu.M., Makeev P.V., Shomov A.I., Ivchin V.A. Sravnitel'nye raschetno-issledovatel'skie issledovaniya trekh-lopastnogo i X-obraznogo rulevykh vintov na rezhimakh “vikhrevogo kol'tsa” [Comparative computational study of three-bladed and scissor tail rotors in vortex ring states]. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA — Civil Aviation High Technologies*, 2016, no. 223 (1), pp. 93–100.
- [7] Makeev P.V., Ignatkin Y.M., Shomov A.I., Ivchin V.A. Comparative Study of 3-Bladed and Scissors Tail Rotors Aerodynamics in Axial Flow. *International Review of Aerospace Engineering (IREASE)*, 2022, vol. 15, no. 2, pp. 71–84.
- [8] Zozulya V.B., Ivanov Yu.P. *Prakticheskaya aerodinamika vertoleta Mi-8* [Practical aerodynamics of the Mi-8 helicopter]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1977, 151 p.
- [9] Makeev P.V. *Metody chislennogo modelirovaniya nestatsionarnykh aerodinamicheskikh kharakteristik i formirovaniya granits oblasti rezhimov vikhrevogo kol'tsa vintov i ikh primenenie k zadacham povysheniya bezopasnosti poletov vertoletov: Doctoral Dissertation* [Methods for numerical modeling of unsteady aerodynamic characteristics and determination of the vortex ring regime boundaries of rotors and their application to improving helicopter flight safety]. Moscow, 2025, 350 p. Available at: https://mai.ru/upload/iblock/d13/1lq8umfxpvol6ssz6yilf4qgigh9m2xe/Tekst_Disseratsii_Makeev_PV_MAI.pdf (accessed December 10, 2025).

Makeev P.V., Dr. Sc. (Eng.), Professor at the “Helicopter Design” Department at Moscow Aviation Institute; author more than 100 scientific paper. Scientific interests include aircraft aerodynamics, helicopter aerodynamics, numerical modelling.
e-mail: makeevpv@mai.ru