

Научная статья

УДК 629.7.02

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188039>

EDN: <https://www.elibrary.ru/ETLTIN>



Винтокрылый летательный аппарат с гибридной силовой установкой и вариативной электромеханической трансмиссией

Никита Вячеславович Пальченко^{1✉}, Алексей Александрович Ефремов²

^{1, 2} Национальный центр вертолетостроения им. М.Л. Миля и Н.И. Камова (НЦВ Миль и Камов),
Московская область, Томилино, Российская Федерация

¹ n.palchenko@nhcmk.ru✉

² aa.efremov@nhcmk.ru, orcid: 0009-0004-7552-501X

Аннотация. Рассматриваются перспективные направления развития винтокрылых летательных аппаратов (ВКЛА), связанные с повышением скорости, дальности полета и энергетической эффективности. Выделен ряд аспектов применения технологий электродвижения. Авторы анализируют зарубежный опыт создания скоростных вертолетов, включая проекты Sikorsky Defiant-X, S-97 Raider и Airbus Racer, а также обосновывают актуальность подобных решений для отечественной вертолетной техники. Показано, что полностью электрические схемы на современном этапе имеют ограничения из-за недостаточных удельных характеристик электрических компонентов. Особое внимание уделяется концепции «вертолет с гибридной силовой установкой и электромеханической бесступенчатой трансмиссией» (вертолет с ГСУ и ВЭТ), способной обеспечить повышение летно-технических характеристик (ЛТХ) перспективных ВКЛА, в том числе эффективный скоростной полет, благодаря управлению потоками энергии и изменению частоты вращения несущего винта (НВ), а также сохранить надежность при отказах отдельных элементов системы.

Ключевые слова: винтокрылый летательный аппарат нового поколения, электроэнергетическая силовая установка ВКЛА, гибридная силовая установка перспективного ВКЛА, вариативная электромеханическая трансмиссия вертолета, летно-технические характеристики перспективного ВКЛА, окружная скорость лопастей несущего винта вертолета, технологии «электродвижения» ВКЛА, вертолет с гибридной силовой установкой и вариативной трансмиссией

Для цитирования: Пальченко Н.В., Ефремов А.А. Винтокрылый летательный аппарат с гибридной силовой установкой и вариативной электромеханической трансмиссией // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 2. С. 83-97. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188039>

Original article

A Rotorcraft with the Hybrid Propulsion System and Variable Electromechanical Transmission

Nikita V. Palchenko^{1✉}, Aleksei A. Efremov²

^{1, 2} JSC “National Helicopter Center Mil&Kamov”, Moscow region, Tomilino, Russian Federation

¹ n.palchenko@nhcmk.ru✉

² aa.efremov@nhcmk.ru, orcid: 0009-0004-7552-501X

© Пальченко Н.В., Ефремов А.А., 2026

Absract

Current trends in helicopter engineering indicate common requirements for the rotorcraft flight performance, regardless of the rotorcraft size category and within a defined range of missions. These characteristics exceed performance characteristics of the existing helicopter models by 1.5–2 times, including a flight range of at least 1,000 km and a cruising speed of at least 400–450 km/h, while maintaining the same specified payload weight and functionality.

The task of the energy efficiency enhancing of the propulsion system and the main rotor operation can be addressed through a set of technical, technological and software solutions for the development of an advanced propulsion system with so-called “electric propulsion” technologies.

A qualitative improvement in the flight performance of the advanced rotorcraft, while maintaining its basic functionality, can be achieved only through the application of innovative technical solutions. The most relevant trends include:

1. Efficiency improving the of the propulsion system, which can be achieved through implementation of the following technologies:

- shutdown of one thermal engine in cruising flight for a twin-engine helicopter. The shut-down engine remains in a “standby” mode, referred to as the “start-stop” technology;
- ensuring operation of the thermal propulsion system in the most optimal mode through implementation of the electric energy recuperation technology.

2. Technical solutions enabling high-speed flight, including drag reduction of the advanced rotorcraft, provided that the increase in propulsion system power remains rational.

International experience shows as well that the most effective approach consists in the main rotor unloading and the power redistribution between the main rotor and extra propulsive devices. Examples of demonstrators such as the Sikorsky Defiant-X, S-97 Raider, and Airbus Racer confirm the potential of this approach.

A fully electric propulsion system for rotorcraft is technically feasible; however, at present it is practically unreasonable due to the insufficient specific characteristics of electrical components. A more realistic trend is the application of hybrid systems, in which thermal engine is combined with both electrical and electromechanical components. The authors proposed a technical solution formalized as an invention and registered with the Federal Institute of Industrial Property as Patent No. 2822499 dated July 8, 2024, entitled “Rotorcraft with an Electromechanical Continuously Variable Transmission and a Method for Balancing the Power of an Aircraft Electrical System” [1]. Based on the results of the research work performed by JSC “National Helicopter Center Mil&Kamov”, the key requirements for the electrical units characteristics were formulated, along with a set of technical solutions for the rotorcraft development by electric propulsion technologies. To substantiate clearly the electrical technologies application feasibility, a comparative numerical simulation was performed between a hypothetical advanced coaxial rotorcraft equipped with a hybrid propulsion system, variable electromechanical transmission, wing, and propulsive unit, and a coaxial helicopter with a conventional transmission and propulsion system, with identical maximum takeoff weight and payload values.

The effect of the proposed set of technical solutions application was assessed according to the following parameters:

1. Performance of a standard transport operation involving transportation of a total cargo weight of 20 tons over distances of 200 and 300 km;
2. Effective work performed by the advanced rotorcraft when carrying out a transport operation at maximum range with a specified payload;
3. Transport productivity.

Computational results showed that the rotorcraft with a hybrid propulsion system and variable electromechanical transmission has advantages over a helicopter of conventional design in a number of parameters:

- maximum flight speed – 1.6 times higher;
- cruising speed – 1.6 times higher;
- maximum flight range – 1.5 times higher;
- time required to perform a transport operation involving the transportation of 20 tons of cargo over a distance of 200 km – 1.8 times shorter;
- time required to perform a transport operation involving the transportation of 20 tons of cargo over a distance of 300 km – 2.1 times shorter;
- useful work during cargo transportation at maximum range – 1.5 times higher;
- transport productivity – 1.6 times higher.

The obtained results, even with account for the assumptions made, clearly demonstrate that the development of advanced rotorcraft within the concept of a “helicopter with a hybrid propulsion system and variable

electromechanical transmission” is a promising and well-substantiated innovation for further development of the helicopter technology. This concept allows flexibly varying the main rotor rotational speed depending on the flight mode, reducing the main rotor drag, redistributing the power to generate thrust by the propulsive units, and safely shut down one engine during horizontal flight through with the “start-stop” system.

Keywords: next-generation rotorcraft, electric power propulsion system of a rotorcraft, hybrid propulsion system of an advanced rotorcraft, variable electromechanical helicopter transmission, flight performance characteristics of an advanced rotorcraft, main rotor blade tip speed, rotorcraft electric propulsion technologies, helicopter with a hybrid propulsion system and variable transmiss

For citation: Palchenko N.V., Efremov A.A. A rotorcraft with a hybrid propulsion system and a variable electromechanical transmission. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(2):83-97. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188039>

List of Figures

Fig. 1. Operating scheme of a helicopter with variable transmission. Patent US 2019/0002095 A1

Fig. 2. Airbus Helicopters Racer high-speed helicopter

Fig. 3. Variation of the required main rotor power with the flight speed at $\omega r = 250$ m/s

Fig. 4. Variation of the required main rotor power with the flight speed at $\omega r = 220$ m/s

Fig. 5. Variation of the required main rotor power with flight speed at $\omega r = 180$ m/s

Fig. 6. Variation of the required main rotor power with flight speed at $\omega r = 140$ m/s

Fig. 7. Structural diagram of the helicopter propulsion system with a continuously variable hybrid electromechanical main rotor drive system

Fig. 8. Dependence of the required propulsion system power on the flight speed, hp

List of Tables

Table 1. Flight performance characteristics comparison of the high-speed rotorcraft developed by the foreign manufacturers

Table 2. Key requirements for the electrical units characteristics

Table 3. Characteristics of the hypothetical coaxial rotorcraft

Table 4. Performance comparison of a standard transport operation at the total cargo weight of 20 tons transporting

Table 5. Main parameters improvement of the rotorcraft with electric power propulsion system compared with a conventional rotorcraft

Введение

Анализ современных тенденций и взглядов как военных, так и гражданских эксплуатантов на применение перспективной вертолетной техники по состоянию на 2025–2026 г. показывает, что общими требованиями, независимо от размерности ВКЛА и в пределах установленного перечня задач, являются требования повышения ЛТХ существующих ВКЛА: в 1,5–2 раза — дальности полета до значений не менее 1000 км, крейсерской скорости полета до значений не менее 400 ... 450 км/ч — при заданных значениях массы целевой нагрузки и, как минимум, неухудшении весовой отдачи летательного аппарата. Качественно повысить летно-технические и функциональные характеристики перспективных ВКЛА, при условии сохранения базовой функциональности, можно только путем применения инновационных технических решений к наиболее актуальным направлениям можно отнести [2–6]:

1. Повышение энергетической эффективности (экономичности) работы силовой установки, которое может быть обеспечено при реализации следующих технологий:

- отключения одного теплового двигателя на крейсерском режиме полета (для двухдвигательного вертолета), при этом второй двигатель находится в «спящем» режиме — технология «старт–стоп»;
- работы тепловой силовой установки (СУ) на оптимальном режиме при реализации технологии рекуперации электрической энергии.

2. Создание условий для увеличения скорости горизонтального полета за счет снижения лобового сопротивления перспективного винтокрылого летательного аппарата без значительного увеличения мощности силовой установки.

В свою очередь, повышению энергетической эффективности силовой установки и работы несущего винта (НВ) может способствовать комплекс технических, технологических и программных решений для построения перспективной силовой установки с применением так называемых технологий «электродвижения».

Под термином «электродвижение» понимается комплекс средств генерации, накопления, преобразования, распределения и использования

энергии в функционально связанных агрегатах и системах ВКЛА, построенный на базе гибридных или электроэнергетических силовых установок (ГСУ/ ЭЭСУ). [8–12].

Комплексным техническим решением, которое позволит обеспечить внедрение инновационных технологий для повышения летно-технических характеристик, может быть реализация концепции «вертолета с гибридной силовой установкой и электромеханической вариативной трансмиссией» в конструкции перспективного ВКЛА.

Зарубежный опыт. На текущий момент в области комплексного улучшения ЛТХ — увеличения скорости, дальности и продолжительности полета, в частности, наиболее успешными оказались работы в рамках реализации программы Future Vertical Lift. (США, 2012 - 2022 г., программа продолжается). Например, реализован комплекс технологий X2 (научно-технический задел (НТЗ) компании Sikorsky), включающий в себя технологии по индивидуальному управлению лопастью, разработку специальной конструкции жесткой лопасти несущего винта на основе скоростного профиля, создание многорежимного пропульсивного двигателя, системы распределения энергопотока между несущим винтом и пропульсивным двигателем др.

НТЗ реализован в ряде летательных аппаратов — полноразмерных летных демонстраторов, созданных в рамках проектов армии США FARA/ FLRAA - Sikorsky Defiant X и Sikorsky S-97 Raider.

Особенностью этих вертолетов является специальная система распределения энергетических потоков (патент US 2019/0352014 A1/2019/0002095 A1) [13-14]. Данная система позволяет перераспределить поток мощности силовой установки между несущим винтом летательного аппарата и про-

пульсивным двигателем в зависимости от режима полета: на режиме вертикального взлета/посадки и висения практически вся мощность направляется на несущий винт, пропульсивный двигатель работает в режиме «нулевой тяги»; при увеличении скорости полета поток мощности, направляемый на несущий винт, уменьшается пропорционально увеличению скорости (функция создания только подъемной силы), перенаправляется на пропульсивный двигатель для создания тяги. Это обусловлено тем, что при увеличении горизонтальной скорости полета вертолета нарастает аэродинамическое сопротивление несущего винта (волновой кризис на наступающей лопасти). Данное явление преодолевается путем разгрузки несущего винта за счет перераспределения мощности на пропульсатор и снижением частоты вращения НВ на больших скоростях. Для этого применяется бесступенчатая трансмиссия, схема функционирования которой представлена на рис. 1.

Такой комплексный подход обеспечил увеличение скорости и дальности полета перспективного ВКЛА Defiant-X в два раза по сравнению с существующим поколением ВКЛА — UH-60 Black Hawk.

За последние десять лет наибольшие усилия в части продвижения «электрических технологий» демонстрирует компания “Airbus Helicopters”.

В апреле 2024 г. в Мариньяне (Франция) начались летные испытания демонстратора “Racer” (рис. 2) с двумя ГТД Safran Aneto-1X, в июне 2024 г. демонстратор достиг скорости 420 км/ч. Цель создания демонстратора “Racer” — показать более высокую эффективность выполнения транспортной задачи по сравнению с традиционными вертолетами. Реализуемость технологии скоростно-

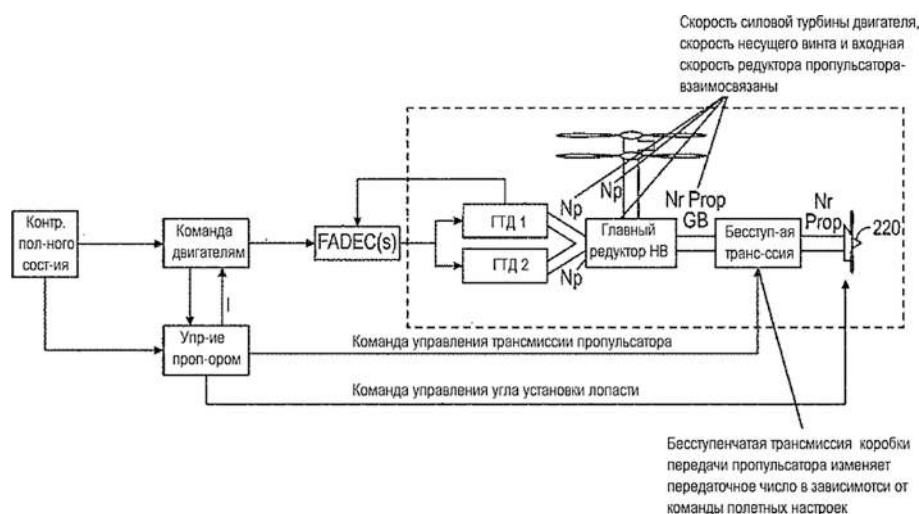


Рис.1. Схема функционирования вертолета с вариативной трансмиссией [14]

го полета компаний «Airbus Helicopters» была доказана ранее на демонстраторе ХЗ (в качестве базы использовался планер вертолета AS365 Dauphin), когда была достигнута скорость полета 472 км/ч.



Рис. 2. Скоростной вертолет Airbus Helicopters Racer
<https://building-tech.org/Транспорт/airbus-helicopters-prodemonstryoval-vertolet-racer-kotoriy-sposoben-letat-so-skorostyu-bolee-400-kmch>

Особенности конструкции демонстратора «Racer» (из открытых источников):

- максимальная взлетная масса 7–8 т;
 - диаметр НВ 14,8 м, используются лопасти НВ вертолета H175;
 - коробчатое крыло с двумя толкающими воздушными винтами на законцовках, что, по утверждению разработчика, на 10% уменьшило потребляемую мощность при горизонтальном полете;
 - двигатели Safran Aneto-1X (класс мощности 2500–3000 л.с.);
 - гибридная система привода винтов;
 - улучшенные аэродинамические характеристики по сравнению с традиционными вертолетами. Уменьшенное лобовое сопротивление планера и НВ благодаря оптимизации параметров;
 - возможность замедления частоты вращения НВ;
 - возможность перевода одного двигателя в режим малого газа на крейсерском режиме полета («экорезим»);
 - возможность быстрого рестарта двигателя при помощи электромотора большой мощности, установленного на коробке приводов двигателя для ускоренной раскрутки компрессора;
 - применение высоковольтной системы электроснабжения (СЭС) постоянного тока 270 В наряду с традиционной СЭС постоянного тока 28 В.
- Целевые показатели демонстратора «Racer» по сравнению с традиционными вертолетами:
- увеличение скорости полета (крейсерская скорость более 400 км/ч);
 - снижение расхода топлива (на 15–20%);
 - увеличение дальности полета (в 2 раза за 1 час полета);
 - снижение уровня шума на 15%.

Другие известные разработчики вертолетной техники, такие как «Leonardo», «Bell», «Sikorsky», «Экоджет», в кооперации с университетами, научно-исследовательскими центрами, не только проводят исследования в области автономности, скорости, электрификации и гибридизации СУ и пропульсивных систем, но и создают демонстраторы скоростных ВКЛА различных конструктивно-компоновочных и аэродинамических схем и серийные изделия [15–19] (табл. 1).

Программа развития технологий «электродвижения для ВКЛА» в АО «НЦВ Миль и Камов»

С 2020 года АО «НЦВ Миль и Камов» был реализован ряд научно-исследовательских работ по изучению перспектив внедрения «технологий электродвижения» в конструкции перспективных скоростных ВКЛА (работы в том числе выполнялись по заказу Фонда перспективных исследований) Исследования показали, что применение только «электрических» технологий для обеспечения движения или полета ВКЛА технически возможно, но не целесообразно из-за низких удельных характеристик электрических компонентов, таких как электрические машины, преобразователи и аккумуляторные батареи.

В табл. 2 представлены значения характеристик электрических агрегатов, необходимых для создания электрических и гибридных силовых установок перспективных ВКЛА. Эти значения могут быть достигнуты благодаря разработке и внедрению ключевых технологий в данном направлении, а также прогноз развития на ближайшую перспективу [8–14, 21–25].

Тем не менее повышение энергетической эффективности силовой установки и несущего винта, включая управление потоками энергии на борту ВКЛА, в совокупности с применением гибридных технологий возможно и целесообразно.

В рамках ряда научно-исследовательских работ АО «НЦВ Миль и Камов» была теоретически обоснована возможность повышения летно-технических характеристик винтокрылой техники разных категорий на 25...40% с использованием «технологий электродвижения» путем построения конструкции перспективного ВКЛА в концепции «вертолета с гибридной силовой установкой и электромеханической вариативной трансмиссией».

Проблема повышения скорости перспективных ВКЛА

Одной из причин, сдерживающих рост скоростных характеристик вертолетов, является быстрый рост потребляемой мощности по мере увеличения скорости полета.

Таблица 1. Сравнение ЛТХ скоростных ВКЛА зарубежных разработчиков

Ключевые ТТХ	SB-1 «Defiant»	Eurocopter X3	V-280 «Valor»	CV-22 «Osprey»
Тип летательного аппарата	Вертолет соосной схемы с жестким несущим винтом и пропеллером	Винтокрыл одновинтовой схемы, с крылом, пропульсивными винтовыми движателями и вариативной механической трансмиссией	Конвертоплан	Конвертоплан
Максимальная взлетная масса, кг	14515	5200	14000	23859 (при вертикальном взлете)
Масса пустого, кг	—	н. д.	8200	15000
Коэффициент весовой отдачи	—	н. д.	0,41	0,37
Максимальная скорость, км/ч	460	472	560	565
Крейсерская скорость, км/ч	—	407	520	510
Тип и мощность двигателей, л. с.	Honeywell T55-L-714 2 × 4168 Предполагается установка GE 2 × 5000	Rolls-Royce Turbomeca RTM-322-01/9a 2 × 2270	GE T64 2 × 5000 Предполагается установка Rolls-Royce AE-1107F 2 × 7000	Rolls-Royce T406-AD-400 2 × 6150
Радиус действия, км	424	н. д.	930—1480	975 (с 12 десантниками)
Пассажировместимость, чел.	12	н. д.	14	24
Полезная нагрузка внутри фюзеляжа, кг	н. д.	н. д.	4500	5445
Полезная нагрузка на внешней подвеске, кг	4500	н. д.	4500	6147 (2 крюка)

Таблица 2. Требования к характеристикам электрических агрегатов

Характеристики		Прогнозируемые/ достигнутые значения		Требуемый уровень
		2025 г.	2030 г.	
Электродвигатели (1500...2500 об/мин)				
Коэффициент полезного действия		0,97	0,98	0,98
Удельная мощность, кВт/кг		8	12	12 ... 14
Электродвигатели на высокотемпературных сверхпроводниках (без криосистемы)				
Коэффициент полезного действия		0,99	0,995	0,995
Удельная мощность, кВт/кг		8..10	20	25..30
Электрогенераторы				
Коэффициент полезного действия		0,97	0,98	0,98
Удельная мощность, кВт/кг	10 000 об/мин	8	13	16
	20 000 об/мин	12	16	18
	40 000 об/мин	15	20	20
Система управления вентильными электродвигателями и электрогенераторами				
Коэффициент полезного действия		0,99	0,995	0,995
Удельная мощность, кВт/кг		20	30	30 ... 35
Аккумуляторы				
Удельная энергия на уровне ячейки, Вт · ч/кг	Современная технология	330	350	400
	Перспективная технология с кремниевым анодом	400	500	750

Для вертолетов на скоростях горизонтального полета, превышающих значение 350 км/ч, около 15% располагаемой мощности силовой установки расходуется на создание подъемной силы $Y_{\text{нв}}$ для преодоления силы тяжести G и компенсации отрицательной подъемной силы планера летательного аппарата (балансировочные потери). Основная часть располагаемой мощности (до 80%) расходуется на создание пропульсивной силы несущего винта $X_{\text{нв}}$ для преодоления силы его лобового сопротивления Q .

Потребная мощность для вращения несущего винта определяется выражением

$$N_{\text{нв}} = N_y + N_x = (N_p + N_i) + N_x,$$

где N_y — потребная мощность для создания подъемной силы;

N_p — потребная мощность для преодоления профильного сопротивления лопастей;

N_i — потребная мощность для преодоления индуктивного сопротивления лопастей;

N_x — потребная мощность для создания пропульсивной силы несущим винтом.

Данная мощность определяется в соответствии с соотношением

$$N_x = Q_{\text{в}} \cdot V,$$

где $Q_{\text{в}}$ — суммарная сила лобового сопротивления вертолета;

V — скорость полета.

Суммарная сила лобового сопротивления вертолета зависит от суммарной площади его эквивалентной вредной пластины и от скоростного напора:

$$Q = (C_x S)_{\Sigma} \frac{\rho V^2}{2},$$

где $(C_x S)_{\Sigma}$ — суммарная площадь его эквивалентной вредной пластины;

ρ — плотность воздуха, кг/м³;

V — скорость, м/с.

Потребное значение суммарной энерговооруженности $N_{\text{мах}}/M$ гипотетического одновинтового вертолета с дополнительными пропульсивными устройствами, рассчитанного на максимальную скорость полета до 450 км/ч, составит примерно 0,85 л.с./кг. Для вертолета, создающего пропульсию несущим винтом, она превысит значение 1,1 л.с./кг [21,22,27–31].

Еще одной особенностью при осуществлении скоростных полетов является возникновение волнового кризиса на концевых сечениях лопастей скоростного несущего винта.

С увеличением скорости полета вертолета, когда скорость обтекания лопасти, идущей вперед, возрастает, а скорость обтекания лопасти, идущей назад, уменьшается, среднее профильное сопротивление возрастает.

Это происходит потому, что профильное сопротивление $X_{\text{проф}}$ зависит от скорости обтекания примерно во второй степени и, следовательно, прирост $X_{\text{проф}}$ в зоне сложения скорости вращения и скорости полета больше, чем уменьшение $X_{\text{проф}}$ в зоне разности этих скоростей. Кроме того, если на режиме висения профильное сопротивление лопасти $X_{\text{проф}}$ одинаково во всех азимутальных положениях, то в горизонтальном полете профильное сопротивление переменн по азимуту. Таким образом, профильное сопротивление $X_{\text{проф}}$ является одним из чувствительных параметров, на который будут влиять вариативные исполнительные устройства изменения скорости вращения несущего винта.

С увеличением скорости полета возрастает и связанная с $X_{\text{проф}}$ мощность, необходимая на преодоление профильного сопротивления винта:

$$N_{\text{проф}} = \frac{M x_{\text{проф.ср}} \cdot 2\pi n}{75}.$$

С увеличением скорости полета, когда скорость обтекания лопасти, идущей вперед, возрастает, изменяется и волновое сопротивление $X_{\text{волн}}$, а также соответствующая этому сопротивлению потребная мощность $N_{\text{волн}}$.

Мощность, расходуемая на преодоление волнового сопротивления $N_{\text{волн}}$ несущего винта при малых и средних скоростях вращения $\omega r = 140\text{--}00$ м/с по абсолютной величине несущественна, даже при высоких скоростях полета вертолета. Значительное увеличение волнового сопротивления несущего винта и мощности $N_{\text{волн}}$ начинает проявляться с $\omega r = 200\text{--}220$ м/с и скоростей полета вертолета $V = 250\text{--}300$ км/ч.

В качестве примера на рис. 3–6 приведены совмещенные зависимости мощности на НВ, потребной для полета вертолета от окружной скорости лопастей несущего винта ωr : индуктивной мощности $N_{\text{инд}}$, мощности $N_{\text{проф}}$, расходуемой на преодоление профильного сопротивления и мощности $N_{\text{волн}}$, расходуемой на преодоление волнового сопротивления для вертолета взлетной массой 10500 кг.

Представленные зависимости показывают, что для вертолета с расчетной взлетной массой 10500 кг, коэффициентом заполнения несущего винта $\delta = 0,12$, нагрузкой на ометаемую площадь несущего винта $p = 44$ кгс/м², суммарной мощностью двигателей $N_{\text{дв}} = 5000$ л.с., изменение ω несущего винта

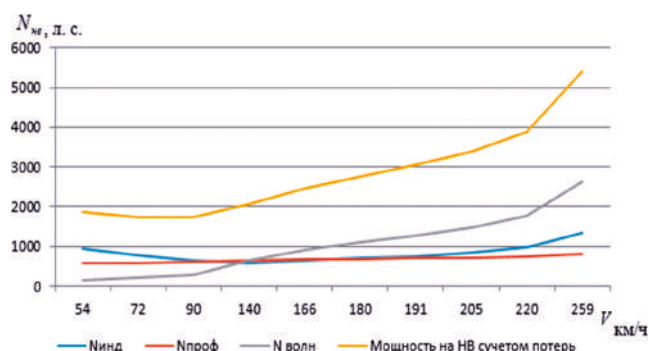


Рис. 3. Изменение потребляемой мощности на НВ в зависимости от скорости при $\omega r = 250$ м/с

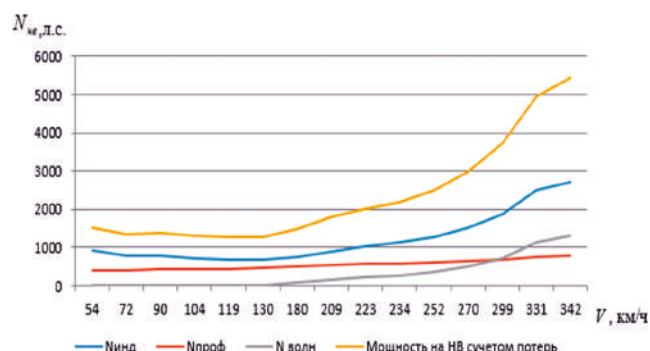


Рис. 4. Изменение потребляемой мощности на НВ в зависимости от скорости при $\omega r = 220$ м/с

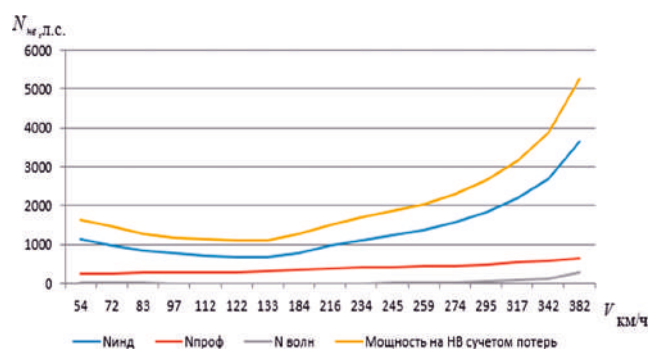


Рис. 5. Изменение потребляемой мощности на НВ в зависимости от скорости при $\omega r = 180$ м/с

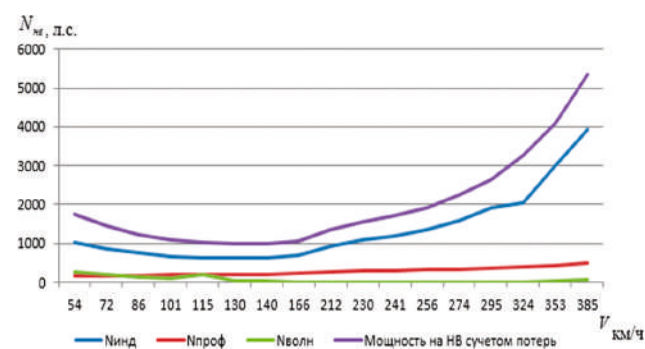


Рис. 6. Изменение потребляемой мощности на НВ в зависимости от скорости при $\omega r = 140$ м/с

от 250 до 140 оборотов может позволить увеличить скорость полета V от 260 до 385 км/ч.

Решение технической задачи плавного изменения окружной скорости НВ

Одним из возможных направлений развития вертолетной техники является применение комплекса технических и технологических решений, которые позволяют в процессе полета создать условия для снижения индуктивного сопротивления и перераспределить баланс потребляемой и располагаемой мощности на борту винтокрылого летательного аппарата в сторону создания пропульсивной силы при полете на высокой скорости.

К подобным решениям можно отнести концепцию «вертолет с гибридной силовой установкой и электромеханической вариативной трансмиссией».

Гибридная силовая установка (ГСУ) — силовая установка, в которой одновременно присутствуют как тепловой двигатель (газотурбинный (ГТД) или двигатель внутреннего сгорания), так и электрический привод, а также химические (электрохимические) источники тока. Степень распределения мощности между ГТД и ГСУ называется степенью гибридизации ВКЛА [8,9].

В общем виде гибридная силовая установка предназначена для следующих целей:

- генерации всех видов энергии (механической (крутящего момента на валу винта), электрической, тепловой) на борту вертолета в полете и на земле;
- преобразования энергии из одного вида в другой в зависимости от целевой потребности на борту ВКЛА и их аккумуляции в накопителях энергии;
- передачи потоков энергии от источников генерации к потребителям;
- целевого использования энергии в оконечных устройствах.

Вариативная электромеханическая трансмиссия представляет собой комбинацию обратимых электрических машин (работа в режиме электрогенератора или электромотора) с зубчатым планетарным дифференциалом в составе солнечного колеса, эпицикла и водила. Солнечное колесо соединено с входным валом трансмиссии (от двигателя). Эпицикл соединен с электрической машиной, водило соединено с выходным валом трансмиссии (на несущий винт). В режиме понижения частоты вращения электромашина в режиме генератора подтормаживает эпицикл, чем обеспечивает снижение частоты вращения водила и, соответственно, выходного вала.

В рамках концепции «вертолет с гибридной силовой установкой и электромеханической вариативной трансмиссией» данное техническое ре-

в режиме стартера раскручивает вал турбокомпрессора, электропитание осуществляется от аккумуляторной батареи или от наземного источника.

— После запуска двигателя трансмиссия и несущий винт раскручиваются до частоты вращения режима земного малого газа, при этом третье звено планетарного дифференциала заблокировано специальным устройством, ЭМУ не вращается, а питание электросистемы осуществляется от стартера-генератора ГТД.

— При переходе от режима земного малого газа к режиму автоматического регулирования частоты вращения свободной турбины — третье звено планетарного дифференциала разблокируется, ЭМУ переводится в режим генератора, частота вращения ЭМУ устанавливается такой, чтобы обеспечить питание электропотребителей энергосистемы в минимальной комплектации, частота вращения несущего винта и передаточное число трансмиссии в этих условиях считаются номинальными (100%).

— Осуществляются взлет, набор высоты и полет, в процессе которых специальный вычислитель анализирует условия полета и определяет оптимальные частоты вращения несущего винта и двигателя, вычисляет требуемое передаточное число трансмиссии, анализирует текущее передаточное число (отношение частоты вращения входного вала трансмиссии к частоте вращения несущего винта), вычисляет необходимые режим и частоту вращения ЭМУ, необходимый режим работы стартер-генератора ГТД (СГ) и формирует управляющие сигналы для блока управления энергосистемой, который осуществляет управление ЭМУ, и как результат — БВГЭМ-трансмиссией (возможно исполнение, в котором управление передаточным числом БВГЭМ-трансмиссии осуществляется непосредственно пилотом с помощью специального органа и блока управления в соответствии с рекомендациями Руководства по летной эксплуатации (РЛЭ)).

— В случае отказа ЭМУ, вычислителя или энергосистемы третье звено планетарного дифференциала блокируется специальным устройством и дифференциал превращается в простую планетарную ступень редукции, а БВГЭМ трансмиссия превращается в традиционную трансмиссию с постоянным передаточным числом.

— В случае отказа ГТД двухдвигательный вертолет продолжает полет на одном двигателе в предусмотренном для таких случаев режиме, однодвигательный — переходит в режим авторотации, во всех этих случаях третье звено планетарного дифференциала блокируется специальным устройством, ЭМУ отключается и БВГЭМ-трансмиссия превращается в традиционную трансмиссию с постоянным передаточным числом (возможно

конструктивное исполнение, в котором ЭМУ при помощи муфты переключения соединяется с кинематической цепью несущего винта, и в режиме мотора поддерживает вращение несущего винта за счет энергии аккумуляторной батареи).

— После посадки и отключения ГТД на земле при достаточном для начала торможения несущих винтов уменьшении их частоты вращения возможно одновременное торможение входного вала трансмиссии специальным тормозом при разблокированном третьем звене дифференциала и отбор мощности от ЭМУ в режиме генератора для подзарядки аккумуляторной батареи.

Для более наглядной демонстрации целесообразности использования электрических технологий, в данном случае ГСУ с ВЭТ, авторами было проведено сравнительное моделирование гипотетического перспективного соосного винтокрылого летательного аппарата с электроэнергетической силовой установкой (ГСУ с ВЭТ) и соосного вертолета с конструкцией и СУ в рамках существующей технологической парадигмы при одинаковых значениях максимальной взлетной массы и целевой нагрузки:

1. Винтокрылый летательный аппарат/вертолет соосной схемы с газотурбинной силовой установкой и механической трансмиссией, подъемная и пропульсивная силы создаются несущим винтом, частота вращения несущего винта фиксированная.

2. Винтокрылый летательный аппарат соосной схемы с гибридной силовой установкой на базе ГТД, вариативной электромеханической трансмиссией (ГСУ и ВЭТ, возможностью безопасного отключения одного двигателя в полете — система «старт-стоп»), крылом и пропульсивным движителем.

Эффект от применения предлагаемого комплекса технических решений предлагается определять по следующим критериям:

1) выполнению стандартной транспортной операции по перевозке общей массы груза 20 т на удаление 200 и 300 км;

2) полезной работе, проводимой перспективным ВКЛА при реализации транспортной операции на максимальную дальность при перевозке заданной целевой нагрузки;

3) транспортной производительности.

Методика сравнения эффективности при выборе проектных параметров перспективного вертолета изложена в работах М.Н. Тищенко, А.В. Некрасова и А.С. Радина.[27–29].

Основные обликотиповые параметры ВКЛА рассчитывались в программной среде автоматизированного синтеза обликов ВКЛА — «Модель формирования ВКЛА», разработанной специалистами АО «НЦВ

Миль и Камов» под руководством доктора технических наук А.В. Сизова и основанной на методологической базе Системы автоматизированного формирования авиационных комплексов (САФАК), сформированной В.С. Платуновым в ЦНИИ ВВС МО РФ [29].

Сравнение характеристик ВКЛА классической соосной схемы с характеристиками перспективных ВКЛА соосной схемы с ЭЭСУ

Характеристики гипотетических ВКЛА соосной схемы приведены в табл. 3, а зависимости потребной мощности СУ от скорости полета — на рис. 8.

В табл. 4 приведено сравнение выполнения типовой транспортной операции по перевозке общей массы груза 20 т.

Исходя из полученных данных, можно сделать выводы об улучшении основных ЛТХ (гипотетиче-

ского) перспективного соосного ВКЛА с ГСУ и ВЭТ в сравнении с классическим вертолетом соосной схемы (табл. 5).

Безусловно, критически настроенный читатель может сказать, что данные, приведенные для ВКЛА с ГСУ и ВЭТ, лишь расчетные, а расчеты не точные. Однако данные, представленные в «Модели формирования ВКЛА» в рамках ряда проведенных АО «НЦВ Миль и Камов» НИР по формированию обликов перспективных скоростных ВКЛА, прошли верификацию с данными, полученными в расчетных исследованиях отделами КБ при классическом подходе. Сходимость составила 90–95%. Но, даже принимая во внимание недостаточную точности таких расчетов, отсутствие российских двигателей данной мощности и практического опыта создания вертолетов

Таблица 3. Характеристики гипотетических ВКЛА соосной схемы

Тип ВКЛА	Классическая соосная схема с двумя ГТД и трансмиссией	Соосная схема с ГСУ и ВЭТ, крылом и дополнительными движителями, системой «старт-стоп»
Общий вид		
Основные исходные характеристики		
Максимальная взлетная масса, кг	10 000	
Коэффициент весовой отдачи	0,47	0,49
Масса целевой нагрузки, кг	2500	
Масса топлива в ОТБ, кг	2217	2475
Количество и мощность двигателей, $n \times \text{л.с.}$	2×1600	2×3750
Коэффициент заполнения НВ	0,12	
Окружная скорость вращения НВ, м/с	210	210–140 (уменьшается на скорости $> 200 \text{ км/ч}$)
Нагрузка на ометаемую площадь НВ, кгс/м^2	45	45
$C_x S$	1,96	2,12 (учитывает дополнительные несущие аэродинамические поверхности и винт пульсивного движителя)
Основные расчетные скоростные и высотные характеристики		
Максимальная скорость, км/ч	308	473
Крейсерская скорость, км/ч	269	431
Экономическая скорость, км/ч	172	118
Статический потолок, м	3348	4900
Динамический потолок, м	4000	8000
Максимальная дальность с целевой нагрузкой, км	800	1200 при одном отключенном двигателе
Максимальная дальность с целевой нагрузкой на максимальной скорости, км	—	910

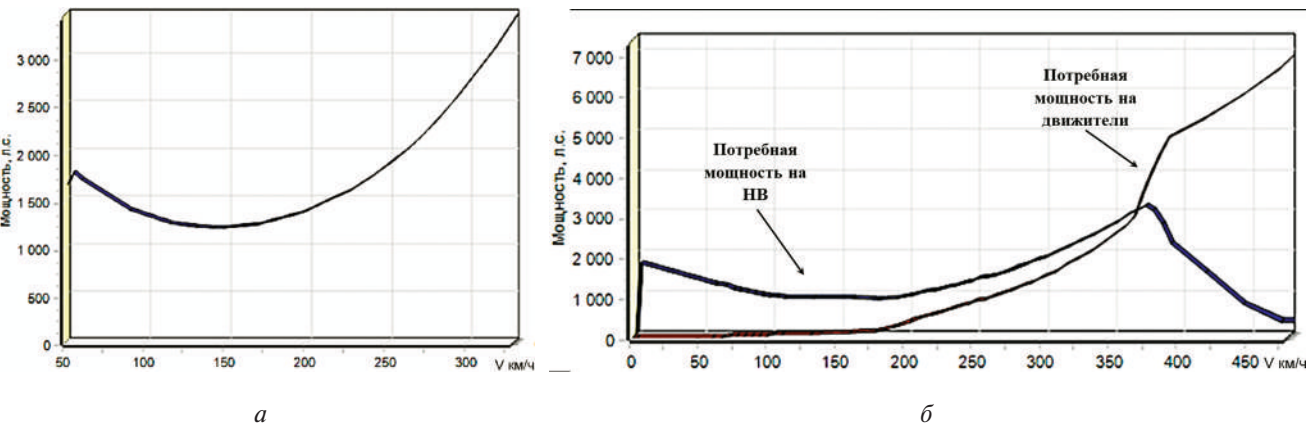


Рис. 8. Зависимости потребляемой мощности СУ от скорости полета, л. с.:
а – классическая соосная схема с двумя ГТД и классической трансмиссией;
б – соосная схема с ГСУ и ВЭТ, крылом и дополнительными двигателями

Таблица 4. Сравнение выполнения типовой транспортной операции по перевозке общей массы груза 20 т

Классическая соосная схема с двумя ГТД и классической трансмиссией	Соосная схема с ГСУ и ВЭТ, крылом и дополнительными двигателями и системой «старт-стоп»
На удаление 200 км	
–15,5 часа Общее время выполнения транспортной операции 15,533	–8,7 часа Общее время выполнения транспортной операции 8,736
На удаление 300 км	
–23,5 часа Общее время выполнения транспортной операции 23,094	–11,0 часа Общее время выполнения транспортной операции 11,028
Расчет полезной работы при перевозке грузов на максимальную дальность, где $G_{гр}$ – масса груза, $L_{пол}$ – дальность полета	
$G_{гр} \cdot L_{пол} = 2,5 \cdot 800 = 2000 \text{ т} \cdot \text{км}$	$G_{гр} \cdot L_{пол} = 2,5 \cdot 1200 = 3000 \text{ т} \cdot \text{км}$
Расчет транспортной производительности, где $G_{гр}$ – масса груза, $V_{пол}$ – скорость полета	
$G_{гр} \cdot V_{пол} = 2,5 \cdot 269 = 672 \text{ т} \cdot \text{км/ч}$	$G_{гр} \cdot V_{пол} = 2,5 \cdot 2431 = 1077,5 \text{ т} \cdot \text{км/ч}$

Таблица 5. Улучшение основных параметров ВКЛА с ЭЭСУ в сравнении с классическим ВКЛА

Параметр	Увеличение/уменьшение
Максимальная скорость полета	В 1,6 раз больше
Крейсерская скорость	В 1,6 раз больше
Статический и динамический потолок	В 1,5–2 раза больше
Максимальная дальность полета	В 1,5 раза
Общее время выполнения типовой транспортной операции по перевозке общей массы груза 20 т на удаление 200 км	В 1,8 раз меньше
Общее время выполнения типовой транспортной операции по перевозке общей массы груза 20 т на удаление 300 км	В 2,1 раза меньше
Полезная работа при перевозке грузов на максимальную дальность	В 1,5 раза больше
Транспортная производительность	В 1,6 раза больше

подобных конструкций, авторы статьи ставили своей целью прежде всего показать качественное преимущество внедрения инновационных решений в конструкцию перспективных ВКЛА для повышения ЛТХ. И хотя, очевидно, стоимость летного часа скоростного ВКЛА будет выше, чем у классического, выигрыш, который может принести такая инновация, очевиден.

Выводы

Проведенный анализ показывает, что дальнейшее развитие винтокрылых летательных аппаратов связано с переходом от модернизации классических схем к комплексным техническим и технологическим решениям, таким как «технологии электродвижения», включающие гибридную силовую установку, но не ограничивающиеся ею, к управляемому распределению энергетических потоков, к различным системам, повышающим вариативность параметров и, как следствие, адаптивность перспективных ВКЛА для различных режимов полета и выполняемых операций. При этом полностью электрические схемы пока ограничены недостаточными удельными характеристиками электрических компонентов. Это подтверждается и зарубежными исследованиями, и опытом создания скоростных ВКЛА, включая проекты Sikorsky X2, Defiant-X, S-97 Raider, Airbus X3 и Racer и др.

Особое место в отечественном вертолетостроении может занять концепция «вертолет с гибридной силовой установкой и электромеханической бесступенчатой вариативной трансмиссией», которая была разработана и развивается в АО «НЦВ Миль и Камов». Такая схема позволяет обеспечивать оптимальный режим работы двигателя, снижать энергетические потери, безопасно использовать систему «старт-стоп», изменять частоту вращения несущего винта для совершения скоростного полета, а также сохранить функциональную надежность при отказе отдельных элементов системы. Расчетное сравнение перспективного соосного ВКЛА с ГСУ и ВЭТ с вертолетом традиционной конструкции показывает преимущество предлагаемой схемы: максимальная и крейсерская скорость увеличивается примерно в 1,6 раза, дальность — в 1,5 раза, статический и динамический потолок — в 1,5–2 раза, а время выполнения транспортной операции сокращается в 1,8–2,1 раза.

Таким образом, предложенный концептуальный подход и инновационные технические решения могут рассматриваться как перспективное направление создания российской вертолетной техники нового поколения со свойствами «адаптивности» с повышенными летно-техническими, функциональными и эксплуатационными характеристиками.

Конфликт интересов / Conflict of Interests

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов / The authors declare no relevant conflict of interests

Список источников / References

1. Вагин А.Ю., Ефремов А.А., Пальченко Н.В. и др. Винтокрылый летательный аппарат с электромеханической бесступенчатой вариативной трансмиссией и способ балансировки мощности электросистемы летательного аппарата. Патент RU 2822499 C1. Бюл. № 19, 08.07.2024.
Vagin AYu, Efremov AA, Palchenko NV, et al. *Rotorcraft with electromechanical stepless variable transmission and method of balancing power of aircraft electrical system*. Patent RU 2822499 C1. Bull. 19, 08.07.2024. (In Russ.).

2. Ефремов А.А. Методика концептуального проектирования винтокрылых летательных аппаратов нового поколения с вариативными исполнительными устройствами // 24-я Международная конференция «Авиация и космонавтика» (17–21 ноября 2025; Москва). М.: Перо, 2025. С. 12–13.
Efimov AA. Methodology for conceptual design of next-generation rotorcraft with variable actuators. *24th International Conference "Aviation and Cosmonautics"* (November 17–21, 2025; Moscow). Moscow: Pero; 2025. p. 12–13. (In Russ.).
3. Бельский А.Б., Ефремов А.А., Сизов А.В. Концептуальные направления перехода к новой парадигме создания винтокрылых летательных аппаратов нового поколения // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2023. № 7. С. 28–39.
Belsky AB, Efremov AA, Sizov AV. Conceptual Directions for the Transition to a New Paradigm for the Creation of Next-Generation Rotorcraft. *Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal "Polet"*. 2023;7:28–39. (In Russ.).
4. Вертолеты России: Мировой рынок гражданской вертолетной техники. 2019. URL: <https://helirusia.ru/wp-content/uploads/2019/05/mirovoj-gynok-grazhdanskoj-vertoletnoj-tekhniki.pdf>
Russian Helicopters: The global civil helicopter technology market. 2019. (In Russ.).
5. Каррыев А. Рынок вертолетов — анализ и тенденции. 2019. URL: <https://russiandrone.ru/publications/gynok-vertoletov-analiz-i-tendentsii/?ysclid=ljmx13wmz8450684615>
Karryev A. *Helicopter market — analysis and trends*. 2019. (In Russ.).
6. Бутов А.М. Рынок вертолетов гражданского назначения. 2019. URL: https://dcenter.hse.ru/godovye_obzory_po_otraslyam_i_rynkam
Butov AM. *The market of civil helicopters*. 2019. (In Russ.).
7. Анализ рынка гражданских вертолетов по итогам 1 полугодия 2022 года. Мировой рынок вертолетов гражданского и коммерческого назначения, <https://afkrukon.ru/analitika/post-1573/?ysclid=mp4iwmrzt998326095>
Analysis of the civil helicopter market based on the results of the 1st half of 2022. The global market of civil and commercial helicopters. (In Russ.).
8. Бондаренко Д.А., Равикович Ю.А. Обоснование применимости гибридных силовых установок на летательных аппаратах различного типа и назначения // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 2. С. 148–157. DOI: 10.34759/vst-2023-2-148-157
Bondarenko DA, Ravikovich YuA. Hybrid power plants applicability substantiation on various types and purpose aircraft. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(2):148–157. (In Russ.).
9. Бондаренко Д.А., Равикович Ю.А. Влияние применения гибридных силовых установок на летно-технические и эксплуатационные характеристики легких вертолетов // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 174–182.
Bondarenko DA, Ravikovich YuA. Hybrid Power Plants Application Impact on Light Helicopters Operational and Performance Characteristics. *Aerospace MAI Journal*. 2024; 31(1):174–182. (In Russ.).
10. Фонд перспективных исследований. Разработан технический облик перспективного вертолета. URL: <https://fpi.gov.ru/press/news/razrabotan-tekhnicheskii-oblik-perspektivnogo-vertoleta/>
Foundation for Advanced Research. The technical appearance of a promising helicopter has been developed. (In Russ.).
11. Wheeler P, Sirimanna TS, Bozhko S, et al. Electric/Hybrid-Electric Aircraft Propulsion Systems. *Proceedings of the IEEE*. 2021;109(6):1115–1127. DOI: 10.1109/JPROC.2021.3073291
12. Fouda M, Adler EJ, Bussemaker J, et al. Automated hybrid propulsion model construction for conceptual aircraft design and optimization. *33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS'2022; September 04–09, 2022; Stockholm, Sweden)*. p. 1249–1269.
13. Luszcz MT. *Power management between a propulsor and a coaxial rotor of a helicopter*. Patent US20190352014A1, 21.11.2019.
14. Geiger DH, Wulff O, Litwin JA, et al. *Independent propeller/main rotor speed control for x2 technology*. Patent US20190002095A1, 03.01.2019.
15. *Airbus unveils next generation rotorcraft concepts for NATO studies*. URL: <https://www.airbus.com/en/newsroom/press-releases/2026-02-airbus-unveils-next-generation-rotorcraft-concepts-for-nato-studies>
16. *Airbus Racer speeds past 400 km/h*. URL: <https://www.airbus.com/en/newsroom/press-releases/2024-07-airbus-racer-speeds-past-400-kmh>
17. *Sikorsky Aircraft intends to promote X2 technology in NATO research projects*. URL: <https://breakingdefense.com/2024/04/sikorsky-prepares-x2-offer-for-natos-next-generation-rotorcraft-competition/>
18. *American conceptual design of Bell Helicopters*. *Aviation International News*. URL: <http://www.ainonline.com>
19. *Bell presents a futuristic concept*. URL: <http://Wikipedia/Bell/FCX-001>
20. Моисеев В.С. Силовые установки перспективных беспилотных вертолетов. Казань: Школа, 2020. 284 с.
Moiseev VS. *Power plants of promising unmanned helicopters*. Kazan: Shkola; 2020. 284 p. (In Russ.).

21. Буров М.Н. Электрические и гибридные авиационные двигатели. Шаг в будущее или фантастика? // Автоматизация проектирования. 2017. № 3–4. С. 72–74.
Burov MN. Electric and hybrid aircraft engines. A step into the future or fiction? *Avtomatizatsiya proektirovaniya*. 2017(3–4):72–74. (In Russ.).
22. Сычев А.В., Балясный К.В., Борисов Д.А. Гибридная силовая установка с использованием электрического двигателя и двигателя внутреннего сгорания с общим приводом на воздушный винт // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 4. С. 172–185. DOI: 10.34759/vst-2022-4-172-185
Sychev AV, Balyasnyi KV, Borisov DA. Hybrid power plant employing electric motor and an internal combustion engine with a common drive to the propeller. *Aerospace MAI Journal*. 2022;29(4):172–185. (In Russ.).
23. Ковалев Л.К., Ковалев К.Л., Пенкин В.Т. др. Перспективы использования сверхпроводниковых технологий в электро-механических преобразователях энергии // Известия Академии электротехнических наук РФ. 2008. № 1. С. 45–63.
Kovalev LK, Kovalev KL, Penkin VT, et al. Prospects for Using Superconducting Technologies in Electromechanical Energy Converters. *Izvestiya Akademii elektrotekhnicheskikh nauk RF*. 2008(1):45–63. (In Russ.).
24. Халютин С.П., Давидов А.О., Жмуров Б.В. Электрические и гибридные самолеты: перспективы создания // Электричество. 2017. № 9. С. 4–16. DOI: 10.24160/0013-5380-2017-9-4-16
Khalyutin SP, Davidov AO, Zhmurov BV. Electric and hybrid aircraft development prospects. *Elektrichestvo*. 2017(9):4–16. (In Russ.).
25. Мусин С.М. (ред.). Электрический самолет: Концепция и технологии. Уфа: Изд-во УГАТУ, 2014. 387 с.
Musin SM. (ed) *Electric Aircraft: Concepts and Technologies*. Ufa: UGATU; 2014. 387 p. (In Russ.).
26. Мясников М.И., Ильин И.Р. Математическая модель для расчета летно-технических характеристик электрических винтокрылых летательных аппаратов для целей городской аэромобильности // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26. № 4. С. 93–111. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-93-111
Myasnikov MI, Ilyin IR. A simulation model for the electrical rotary-wing aircraft (eVTOL) performance estimation for the urban air mobility purposes. *Civil Aviation High Technologies*. 2023;26(4):93–111. (In Russ.).
27. Тищенко М.Н., Некрасов А.В., Радин А.С. Вертолеты: Выбор параметров при проектировании. М.: Машиностроение, 1976.
Tishchenko MN, Nekrasov AV, Radin AS. *Helicopters: The choice of parameters in design*. Moscow: Mashinostroyeniye; 1976. 366 p. (In Russ.).
28. Тищенко М.Н. Выбор параметров вертолета на начальной стадии проектирования. М.: МАИ-Принт, 2011.
Tishchenko MN. *The choice of helicopter parameters at the initial design stage*. Moscow: MAI-Print; 2011. 121 p. (In Russ.).
29. Платунов В.С. Методология системных военно-научных исследований авиационных комплексов. М.: Формат, 2005. 343 с.
Platunov VS. *Methodology of System-Based Military Scientific Research of Aviation Complexes*. Moscow: Format; 2005. 343 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 13.05.2026
Одобрена после рецензирования / Revised 01.06.2026
Принята к публикации / Accepted 08.06.2026