УДК 629. 7
DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-93-111

Математическая модель для расчета летно-технических характеристик электрических винтокрылых летательных аппаратов для целей городской аэромобильности

М.И. Мясников[1], И.Р. Ильин[1]
[1]Национальный центр вертолетостроения имени М.Л. Миля и Н.И. Камова, Томилино, Россия

Аннотация: В настоящей работе приводится описание математической модели, разработанной для расчета летно-технических характеристик (ЛТХ) наиболее популярных в настоящее время аэродинамических схем винтокрылых летательных аппаратов (ВКЛА) с электрической (гибридной) силовой установкой для целей городской аэромобильности. Основное внимание в работе уделено рассмотрению аэродинамических схем ВКЛА типа «квадрокоптер» с использованием воздушных винтов открытого типа или винтов в кольце, приводимых во вращение от электродвигателей. Проведен анализ ЛТХ для аэродинамических схем квадрокоптера и конвертопланов-квадрокоптеров с поворотными винтами и поворотным крылом с полностью электрической (ЭСУ) или гибридной (ГСУ) силовой установкой. Для сравнения ЛТХ приводятся результаты расчетов для классического одновинтового вертолета с ЭСУ и ГСУ. На основе численного решения уравнения существования летательного аппарата получены возможные распределения масс элементов конструкции для различных схем электрических (гибридных) ВКЛА. Рассчитаны летно-технические характеристики ВКЛА, включая расчет располагаемой и потребной мощности для диапазона скоростей полета от висения до максимальной скорости и для переходных режимов (для конвертопланов-квадрокоптеров). Рассчитаны дальность и продолжительность полета ВКЛА с полностью электрической и гибридной силовой установкой на режиме горизонтального полета. Выбраны удельные массовые характеристики элементов (аккумуляторов, генераторов, электродвигателей и др.) полностью электрической и гибридной силовой установки для обеспечения приемлемых летно-технических характеристик ВКЛА. Проведена сравнительная оценка рассматриваемых схем ВКЛА с целью анализа их эффективности. Аэродинамические расчеты производились на основе использования известных аналитических методов импульсной теории несущего винта с возможностью корректировки данных по результатам экспериментов. Полученная в настоящей работе математическая модель может рассматриваться как первое приближение на этапе предварительного выбора конструктивных параметров и аэродинамических схем перспективных электрических (гибридных) ВКЛА, проектируемых для использования в качестве городского аэротакси.

Ключевые слова: ВКЛА, квадрокоптер, летно-технические характеристики, электрическая силовая установка, гибридная силовая установка.

Для цитирования: 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

A simulation model for the electrical rotary-wing aircraft (eVTOL) performance estimation for the urban air mobility purposes

M.I. Myasnikov[1], I.R. Ilyin[1]
[1] Mil and Kamov National Center of Helicopter Engineering, Tomilino, Russia

Abstract: The present paper presents a simulation model description developed for the aircraft performance estimation of the most popular electric vertical takeoff and landing aircraft (eVTOL) aerodynamic configurations with the electric (hybrid) power plant for the urban air mobility purposes. It focuses on the quadcopter-type eVTOL aircraft aerodynamic configurations using the unshrouded-propellers or ducted fans driven by electric motors. The aircraft performance analysis for aerodynamic configurations

of the quadcopter and tilt rotor-quadcopters with the tilt rotors and wing with the all-electric (EP) or hybrid power plant (HP) is given. To compare aircraft performance, the estimation results for a conventional single-rotor helicopter with EP or HP are given. Based on the numerical solution equation of the aircraft existence, feasible structural components mass distributions for various types of eVTOL configurations were obtained. eVTOL aircraft performance, including the estimation of apparent and drag power for the airspeed range, from hovering to the maximum airspeed, as well as for the transition modes (tilt rotor aircraft and quadcopters) were estimated. The eVTOL aircraft flight range and duration with EP and HP at the straight and level flight mode were calculated. Specific mass characteristics of EP and HP components (batteries, generators, electric motors, etc.) to ensure acceptable eVTOL aircraft performance were identified. A comparative evaluation of considered eVTOL configurations for the purpose of their efficiency was performed. Aerodynamic calculations were carried out based on the known analytical techniques of the lifting propeller momentum theory with the data correction capability according to test results. The simulation model, obtained in this paper, can be considered in the phase of the preliminary choice as the first approach of structural parameters and aerodynamic configurations of prospective electric (hybrid) eVTOLs designed for the use as an urban air taxi.

Key words: eVTOL, quadcopter, aircraft performance, electric power plant, hybrid power plant.

For citation: Myasnikov, M.I., Ilyin, I.R. (2023). A simulation model for the electrical rotary-wing aircraft (eVTOL) performance estimation for the urban air mobility purposes. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 4, pp. 93–111. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-93-111

Введение

Прогнозные исследования показывают, что в ближайшие несколько лет дорожная ситуация в мегаполисах станет еще более напряженной, а количество городов-миллионников увеличится. При этом ожидается, что качество жизни в таких районах значительно снизится, вследствие чего необходимы кардинальные решения, способные сократить перегруженность дорог и уменьшить выбросы парниковых газов. Возникает совершенно новая концепция городской мобильности, подразумевающая глобальные изменения в транспортной инфраструктуре и включающая широкое использование воздушного транспорта для внутригородских пассажирских и транспортных перевозок.

Одним из наиболее перспективных направлений в развитии воздушного транспорта в наши дни является концепция «электрического» винтокрылого летательного аппарата (ВКЛА) с полностью электрической или гибридной силовой установкой. Использование электрической энергии позволит улучшить эффективность ВКЛА, повысить его экологическую безопасность, снизить эксплуатационные расходы. Создание «электрического» ВКЛА (далее будем использовать сокращение эВКЛА, в англоязычной литературе применяется сокращение eVTOL – electrical Vertical Take-Off and Landing) потребует значительного пересмотра принципов проектирования основных систем винтокрылых машин.

Это направление стимулируется, с одной стороны, бурным развитием техники применения электрических силовых установок в автомобиле- и авиастроении, а с другой стороны – возрастающими трудностями внутригородского наземного сообщения в мегаполисах из-за все увеличивающегося количества автомобилей.

Сильным стимулом к развитию эВКЛА явилось появление и совершенствование беспилотных небольших летательных аппаратов (ЛА) различных схем, преимущественно с электрическими силовыми установками (СУ).

Существенное различие в параметрах удельной энергоемкости традиционных углеводородных топлив и электрических аккумуляторных батарей (12 кВт·ч/кг против 0,15–0,2 кВт·ч/кг) вынуждает разработчиков эВКЛА рассматривать различные аэродинамические схемы ЛА и силовых установок в стремлении минимизировать расход энергии. Этим объясняется исключительно широкое разнообразие аэродинамических схем и конструкций эВКЛА.

В настоящей работе приводится описание разработанной математической модели для расчета летно-технических характеристик наиболее популярных в настоящее время аэродинамических схем эВКЛА на этапе предварительного проектирования. Нами

рассмотрены мультироторные схемы с использованием нескольких воздушных винтов (открытого типа или винтов в кольце) с приводом от электродвигателей.

Разработаны математические модели расчета летно-технических характеристик для следующих конфигураций эВКЛА:

- классический вертолет одновинтовой схемы с электрическим приводом несущего винта и с механической трансмиссией рулевого винта (рис. 1);
- квадрокоптер – ЛА с четырьмя открытыми винтами, расположенными по Х-схеме (рис. 2, *а*);
- квадрокоптер – ЛА с четырьмя винтами в кольце, расположенными по Х-схеме (рис. 2, *б*);
- конвертоплан-квадрокоптер с несущими поверхностями и поворотными открытыми винтами (рис. 3, *а*);
- конвертоплан-квадрокоптер с несущими поверхностями и поворотными винтами в кольце;
- конвертоплан-квадрокоптер с двумя поворотными крыльями и открытыми винтами;
- конвертоплан-квадрокоптер с двумя поворотными крыльями и винтами в кольце (рис. 3, *б*).

В результате проведенных расчетов получены возможные распределения масс элементов конструкции для различных схем ВКЛА. Рассчитаны дальность и продолжительность полета ВКЛА с полностью электрической и гибридной СУ на режиме горизонтального полета. Выполнен расчет располагаемой и потребной мощности для диапазона скоростей полета от висения до максимальной скорости, включая переходные режимы (для конвертопланов-квадрокоптеров).

Некоторые результаты по исследованию различных аэродинамических конфигураций ВКЛА были получены нами в работах [1, 2]. Необходимо также отметить ряд отечественных и зарубежных работ и классических монографий, посвященных расчету летно-технических и балансировочных характеристик винтокрылых летательных аппаратов на этапе концептуального проектирования [3–17].

В настоящей работе выполнена расчетная оценка летно-технических характеристик рассматриваемых схем с целью сравнения их эффективности. Аэродинамические расчеты производились на основе использования известных методов импульсной теории несущего винта [13–16, 18] с возможной корректировкой данных по результатам экспериментов. Предполагалось, что полезная нагрузка всех рассматриваемых типов ЛА является одинаковой. Удельные массы отдельных элементов конструкции и силовой установки ЛА задавались на основе экспертных оценок и по информации из открытых источников [19–21]. Следует отметить, что ввиду конструктивных особенностей мультироторных пилотируемых ВКЛА, принципиально отличающих их от вертолетов классических схем, и отсутствия статистических данных по серийным образцам, информация по удельным массам систем и агрегатов таких ВКЛА в настоящее время еще крайне неполна.

Полученные результаты могут рассматриваться как первое приближение на этапе предварительного выбора конструктивных параметров и аэродинамических схем перспективных эВКЛА, проектируемых для использования в качестве городского аэротакси.

Математическая модель формирования облика ВКЛА с гибридной или полностью электрической силовой установкой

В основе математической модели формирования облика эВКЛА лежит уравнение существования летательного аппарата в виде

$$\begin{gathered} m_0\left(1-\sum_{i=1}^{n}\bar{m}_i\right)=Nn_{\text{НВ}}k_{\text{эд}}k_p\left(\frac{1}{\bar{N}_{\text{ЭД}}}+\frac{1}{\bar{N}_{\text{ген}}}+\frac{1}{\bar{N}_{\text{ТД}}}+\bar{m}_{\text{инв}}\right)+\sum_{i=1}^{n}m_i+\bar{m}_{\text{ак}}Nn_{\text{НВ}}k_{\text{эд}}t_{\text{ак}}, \\ \sum_{i=1}^{n}\bar{m}_i=\bar{m}_{\text{нс}}+\bar{m}_{\text{п}}+\bar{m}_{\text{об общ.}}+\bar{m}_{\text{об}}+\bar{m}_{\text{пр}}+\bar{m}_{\text{ТД}}, \\ \sum_{i=1}^{n}m_i=m_{\text{т}}+m_{\text{тр}}+m_{\text{СУ}}+m_{\text{тс}}+m_{\text{мс}}+m_{\text{ш}}+m_{\text{пн}}+m_{\text{э}}+m_{\text{РВ}}+m_{\text{кр}}, \end{gathered} \quad (1)$$

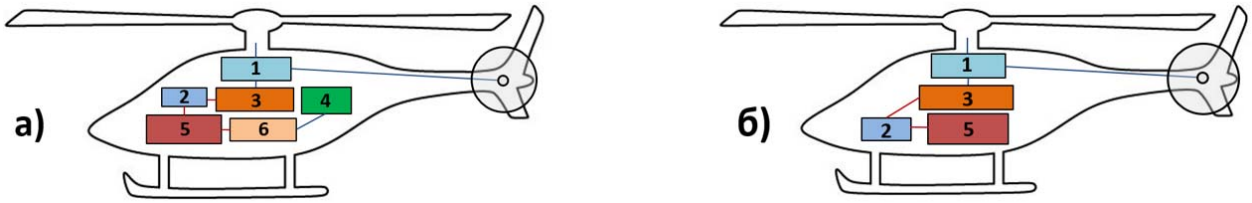


Рис. 1. Основные элементы СУ одновинтового вертолета с гибридной (а) и полностью электрической (б) силовой установкой
Fig. 1. Primary power plant elements of a single-rotor helicopter with the hybrid (a) and all-electric (б) power plant

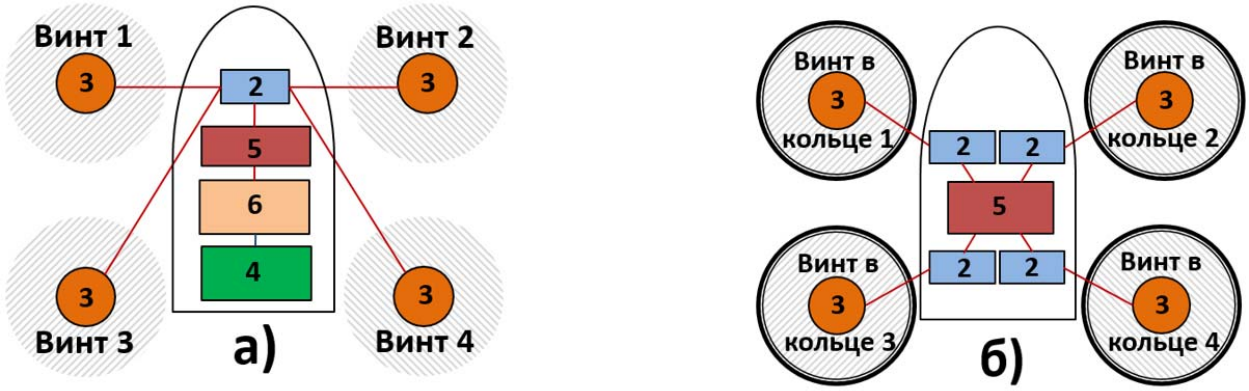


Рис. 2. Основные элементы СУ квадрокоптера: *а* – с открытыми винтами с гибридной силовой установкой; *б* – с винтами в кольце с полностью электрической силовой установкой
Fig. 2. Primary power plant elements of the unshrouded-propeller quadcopter with the hybrid power plant (a) and the ducted-fan quadcopter with the all-electric power plant (б)

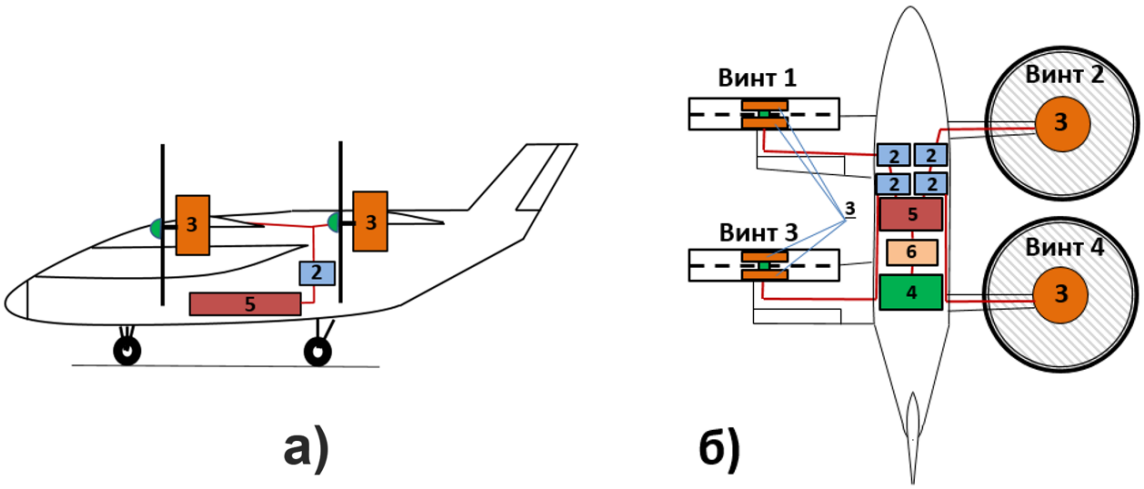


Рис. 3. Основные элементы конвертоплана-квадрокоптера: *а* – с открытыми винтами с полностью электрической силовой установкой; *б* – с винтами в кольце с гибридной силовой установкой
Fig. 3. Primary elements of the unshrouded propeller and ducted fan tiltrotor-quadcopter with the all-electric (a) and hybrid power plant (б)

Цифрами на рис. 1–3 обозначены: *1* – трансмиссия; *2* – инвертор; *3* – электродвигатель (и); *4* – тепловой двигатель; *5* – аккумуляторная батарея; *6* – генератор
Numbers are designated in Figures 1–3: *1* – transmission; *2* – invertor; *3* – electric engine (s); *4* – thermal engine; *5* – electrical battery; *6* – generator

где m_0 – взлетная масса летательного аппарата, N – потребная мощность маршевого электродвигателя на режиме висения, $n_{НВ}$ – количество несущих винтов (НВ), $k_{эд}$ – количество маршевых электродвигателей, работающих на привод одного винта, $k_p \geq 1$ – коэффициент запаса мощности силовой установки, $\overline{N}_{ЭД}$ – удельная мощность маршевого электродвигателя, $\overline{N}_{ген}$ – удельная мощность генератора, $\overline{N}_{ТД}$ – удельная мощность теплового двигателя (ДВС или ГТД), $\overline{m}_{инв}$ – удельная масса инвертора, $\overline{m}_{ак}$ – удельная масса аккумуляторов, $t_{ак}$ – продолжительность висения на электротяге за счет энергии, $\overline{m}_{нс}$ – относительная масса несущей системы, $\overline{m}_{п}$ – относительная масса планера, $\overline{m}_{об\ общ.}$ – относительная масса бортового оборудования общего назначения, $\overline{m}_{об}$ – относительная масса стандартного бортового оборудования, $\overline{m}_{пр}$ – относительная масса электрической проводки, $\overline{m}_{ТД}$ – относительная масса двигателя внутреннего сгорания, $m_т$ – масса топлива для теплового двигателя (ДВС или ГТД), $m_{тр}$ – масса механической трансмиссии, $m_{СУ}$ – масса системы управления, $m_{тс}$ – масса топливной системы, $m_{мс}$ – масса масляной системы, $m_{ш}$ – масса шасси, $m_{пн}$ – масса полезной нагрузки, $m_э$ – масса членов экипажа, $m_{РВ}$ – масса рулевого винта, $m_{кр}$ – масса несущих поверхностей (крыльев).

Уравнение (1) является универсальным для всех типов эВКЛА, рассматриваемых в настоящей работе, как с полностью электрической, так и с гибридной силовой установкой. В общем случае уравнение (1) является нелинейным относительно N, и его решение возможно только численными методами.

Аэродинамический расчет для мультироторного ВКЛА с открытыми винтами и классического одновинтового вертолета

Согласно импульсной теории [13–16] силу тяги открытого несущего винта на режиме висения можно оценить с достаточной для предварительных оценок точностью по формуле

$$T = (2\rho F_{нв} N^2)^{1/3}, \quad (2)$$

где ρ – плотность воздуха, $F_{нв} = 0{,}25\pi D_{нв}^2$ – площадь, ометаемая несущим винтом, $D_{нв}$ – диаметр несущего винта, N – мощность маршевого электродвигателя.

Преобразуя выражение (2) с учетом коэффициентов η, ξ и χ, учитывающих характеристики реального винта, получим

$$T = \left(N\xi\eta\sqrt{2\rho F_{нв}\chi}\right)^{2/3}, \quad (3)$$

где ξ – коэффициент, характеризующий механические потери мощности в трансмиссии, на охлаждение и уравновешивание реактивного момента, η – КПД несущего винта, представляющий собой отношение полезной мощности, необходимой на поддержание аппарата в воздухе на режиме висения, к затраченной, N – мощность силовой установки, χ – отношение эффективной ометаемой площади, непосредственно участвующей в создании силы тяги, ко всей ометаемой площади $F_{нв}$.

Приравнивая силу тяги (3), умноженную на количество несущих винтов, к весу летательного аппарата $G = m_0 g = Tn_{НВ}$, получим выражение для массы летательного аппарата

$$m_0 = \frac{n_{НВ}}{g}\left(N\xi\eta\sqrt{2\rho F_{нв}\chi}\right)^{2/3}, \quad (4)$$

где g – ускорение свободного падения.

Подставляя выражение (4) в уравнение (1), получаем нелинейное уравнение относительно N для режима висения:

$$\frac{n_{\text{НВ}}}{g}\left(N\xi\eta\sqrt{2\rho F_{\text{нв}}\chi}\right)^{\frac{2}{3}}\left(1-\bar{m}_{\text{нс}}-\bar{m}_{\text{п}}-\bar{m}_{\text{об общ.}}-\bar{m}_{\text{об}}-\bar{m}_{\text{пр}}-\bar{m}_{\text{ТД}}\right)-$$
$$-Nn_{\text{НВ}}k_{\text{эд}}k_p\left(\frac{1}{\bar{N}_{\text{ЭД}}}-\frac{1}{\bar{N}_{\text{ген}}}-\frac{1}{\bar{N}_{\text{ЭД}}}(1-\xi)-\frac{1}{\bar{N}_{\text{ТД}}}-\bar{m}_{\text{инв}}\right)-\bar{m}_{\text{ак}}Nn_{\text{НВ}}k_{\text{эд}}t_{\text{ак}}- \quad (5)$$
$$-m_{\text{т}}-m_{\text{тр}}-m_{\text{СУ}}-m_{\text{тс}}-m_{\text{мс}}-m_{\text{ш}}-m_{\text{пн}}--m_{\text{РВ}}-m_{\text{э}}-m_{\text{кр}}=0.$$

Аналитическое выражение решения уравнения (5) слишком громоздко, поэтому решение было найдено численно.

Для расчета индуктивной мощности открытого винта на режиме косого обтекания при полете вперед использовалась теория Глауэрта [13, 14]. Предполагалось, что несущий винт обтекается потоком со скоростью V под углом атаки α. Введем безразмерные составляющие скорости – параллельную диску винта и нормальную к нему. Эти составляющие скорости называются соответственно характеристикой режима работы винта μ и коэффициентом протекания λ и определяются формулами

$$\mu=\frac{V\cos\alpha}{\Omega\text{R}},\quad \lambda=\frac{V\sin\alpha+v}{\Omega R}=\mu\tan\alpha+\lambda_i, \quad (6)$$

где Ω – угловая частота вращения несущего винта, R – радиус несущего винта, λ_i – индуктивная скорость, представленная в виде индуктивного коэффициента протекания

$$\lambda_i=\frac{C_T}{2\sqrt{\mu^2+\lambda^2}}, \quad (7)$$

где C_T – коэффициент тяги несущего винта.

Коэффициент протекания λ может быть найден из решения уравнения

$$\lambda-\mu\tan\alpha-C_T/\left(2\sqrt{\mu^2+\lambda^2}\right)=0. \quad (8)$$

Коэффициент тяги каждого несущего винта C_T рассчитывается по формуле

$$C_T=\frac{T}{\rho F_{\text{нв}}(\Omega R)^2}. \quad (9)$$

Сила тяги несущего винта в формуле (9) может быть определена следующим образом:

$$T=G/(n_{\text{НВ}}\cos\alpha). \quad (10)$$

Формула (10) справедлива для любого типа ВКЛА с открытыми винтами.

Также вводилось предположение о том, что аэродинамическая интерференция между достаточно разнесенными друг от друга несущими винтами мультироторного ВКЛА является незначительной и может быть учтена вводом дополнительных поправок к индуктивной мощности [14]. Для случая легкого ВКЛА с достаточно разнесенными открытыми винтами без перекрытия или винтами в кольце такое предположение будет вполне допустимым для проведения предварительных расчетов.

В настоящей статье потребные значения силы тяги несущих винтов для всех рассмотренных типов ВКЛА на всех режимах полета были получены из решения балансировочных уравнений летательных аппаратов.

Мощность, потребную для горизонтального полета ВКЛА, можно представить в виде суммы индуктивной мощности, мощности, потребной на преодоление профильного и волнового сопротивления лопастей винтов, а также вредного сопротивления ненесущих элементов ВКЛА:

$$N_{\text{п}}=N_i+N_0+N_w+N_p. \quad (11)$$

Или, переходя к коэффициентам мощности:

$$C_N=C_{N_i}+C_{N_0}+C_{N_w}+C_{N_p}. \quad (12)$$

Коэффициенты в формуле (12) можно вычислить следующим образом:

$$C_{N_i} = N_i/\rho F_{\text{нв}}(\Omega R)^3 = Tv/\rho F_{\text{нв}}(\Omega R),^3 \quad (13)$$

$$C_{N_0} = \sigma c_{d_0}(1 + 4{,}6\mu^2)/8, \quad (14)$$

$$C_{N_w} \approx K_c(M_0 - 0{,}4)^2, \quad (15)$$

где $K_c -$ коэффициент сжимаемости, зависящий от аэродинамической компоновки, геометрической крутки и качества отделки лопастей, коэффициента силы тяги НВ, скорости полета ВКЛА.

$$C_{N_p} = X_a V/\rho F_{\text{нв}}(\Omega R)^3. \quad (16)$$

Тогда потребная мощность $N_{\text{п}}$ будет определяться по формуле

$$N_{\text{п}} = C_N \rho F_{\text{нв}}(\Omega R)^3. \quad (17)$$

Потребный момент на валу несущего винта можно оценить по формуле

$$M = N_{\text{п}}/\Omega. \quad (18)$$

Аэродинамический расчет для мультироторного ВКЛА с винтами в кольце

Для расчета силы тяги винта в кольце также использовалась импульсная теория [18]. Согласно этой теории силу тяги винта в кольце можно представить в виде суммы силы тяги винта и кольца:

$$T = T_{\text{к}} + T_{\text{в}}. \quad (19)$$

Выражение (19) удобно использовать в безразмерном виде, отнесенное к суммарной силе тяги винта в кольце T:

$$\overline{T}_{\text{к}} + \overline{T}_{\text{в}} = 1. \quad (20)$$

Суммарную силу тяги винта в кольце для режима работы на месте можно рассчитать по формуле

$$T = K\left(\sqrt{2\rho\pi R^2}\eta_0 N\right)^{2/3}, \quad (21)$$

где K – коэффициент качества системы «винт в кольце»,

$$K = \sqrt[3]{k_V/2\overline{T}_{\text{к0}}^2}, \quad (22)$$

$$k_V = V_2/V_1 = 1/n, \quad (23)$$

$$\overline{T}_{\text{к0}} = \frac{1}{2k_V}(k_V^2 + \xi_k), \quad (24)$$

n – степень расширения диффузора, $V_1 = V + {+}v_1$ – скорость протекания в плоскости вращения винта, $V_2 = V + v_2$ – суммарная скорость в уходящей струе, V – скорость невозмущенного потока, ξ_k – суммарный коэффициент местных сопротивлений, P – потребная мощность винта в кольце на режиме работы на месте,

$$\xi_k = \xi_{\text{кол}} + \xi_{\text{д}} + \xi_o, \quad (25)$$

$\xi_{\text{кол}}$ – потери на входе в канал (коллектор), $\xi_{\text{д}}$ – потери в диффузоре, ξ_o – прочие потери от внутренних устройств.

Для расчета силы тяги винта в кольце в режиме осевой обдувки можно предположить, что невозмущенный поток набегает в направлении оси системы «винт в кольце» со скоростью V.

Выражение для относительной силы тяги винта, работающего в кольце, можно представить в виде

$$\overline{T}_{\text{в}} = \frac{\overline{T}_{\text{в}_0} - \frac{\hat{V}}{2k_V}\left[\xi_{\text{кол}}(2-\hat{V}) + k_V^2\hat{V}\right]}{1-\hat{V}}, \quad (26)$$

где $\overline{T}_{\text{в}_0}$ – относительная тяга винта в режиме висения,

$$\hat{V} = 2/\left(1 + \sqrt{1 + \frac{4Tk_V}{\rho F_{\text{нв}} V^2}}\right). \quad (27)$$

Мощность, потребляемая винтом, работающим в кольце, определится как вентиляторная мощность:

$$N = T_R V_1, \quad (28)$$

где V_1 – скорость протекания в плоскости вращения винта.

Введем безразмерную скорость $\tilde{V}_1 = V_1/v_{10}$, где $v_{10} = \sqrt{T/\rho k_V F_{\text{нв}}}$ – скорость протекания через диск винта в режиме висения. В случае осевой обдувки выражение для $\tilde{V}_1$ можно получить, применяя уравнение импульсов к воздушной струе, набегающей вдоль оси системы «винт в кольце».

$$T = m(V_2 - V) = m(k_V V_1 - V);\ m = \rho F_{\text{нв}} V_1 = \rho F_{\text{нв}} V_2/k_V. \quad (29)$$

Выражая V_1 из (29) и относя все скорости к v_{10}, получаем

$$\tilde{V}_1 = \left(\tilde{V} + \sqrt{\tilde{V}^2 + 4k_V^2}\right)/2k_V. \quad (30)$$

Как было показано в работе [18], все формулы, приведенные нами выше, могут быть применены и для работы системы «винт в кольце» в режиме косого обтекания. Такой режим характерен для ВКЛА, имеющих в качестве несущей системы зафиксированные относительно фюзеляжа ЛА установки «винт в кольце», в горизонтальном полете и при наборе высоты по наклонной траектории. Для конвертопланов косое обтекание характерно на переходном режиме конвертации. Таким образом, расчет аэродинамических характеристик системы «винт в кольце» в режиме косого обтекания ведется тем же способом, что и в режиме осевого обтекания при заданной осевой компоненте скорости $V_y = V \sin\alpha$. Однако необходимо отметить, что применение такого способа для режима косого обтекания допустимо, если длина канала достаточна для того, чтобы протекающий через винт поток полностью потерял на стенках канала горизонтальную составляющую скорости и осевой поток на выходе из диффузора стал полностью расширенным с давлением в струе, равным атмосферному.

Аэродинамический расчет крыла для конвертируемого мультироторного ВКЛА

Аэродинамический расчет несущих поверхностей для конвертируемых аппаратов с четырьмя поворотными винтами (рис. 3) выполнялся аналитически по методике, приведенной в работе [8]. Для конвертируемых легких ВКЛА наиболее оправданным с точки зрения простоты расчета и технологичности является применение прямоугольных в плане крыльев.

Коэффициент подъемной силы крыла конечного размаха на линейном участке зависимости от угла атаки α может быть вычислен по формуле

$$c_{ya} = c_{ya0} + c_{ya}^{\alpha}\alpha, \quad (31)$$

где c_{ya0} – коэффициент подъемной силы крыла при $\alpha = 0$, c_{ya}^{α} – производная коэффициента подъемной силы крыла по углу атаки.

$$c_{ya}^{\alpha} = c_{ya0}^{\alpha}/\left[1 + \left(57{,}3c_{ya0}^{\alpha}/e\pi\lambda\right)\right]. \quad (32)$$

С учетом формулы (32) выражение (31) можно записать в виде

$$c_{ya} = \frac{1}{1+\left(57{,}3c_{ya0}^{\alpha}/e\pi\lambda\right)}\left(c_{ya0} + c_{ya0}^{\alpha}\alpha\right), \quad (33)$$

где c_{ya0} и c_{ya0}^{α} – соответственно коэффициент подъемной силы и производная коэффициента подъемной силы по углу атаки для двумерного профиля, $e \le 1$ – коэффициент Освальда, учитывающий отличие распределения циркуляции по крылу конечного размаха от эллиптического, λ – удлинение крыла. В качестве основного аэродинамического профиля крыла в настоящей работе использовался профиль NACA 2412, широко применяемый для крыльев легкомоторных самолетов.

Коэффициент аэродинамического сопротивления крыла конечного размаха можно представить в виде

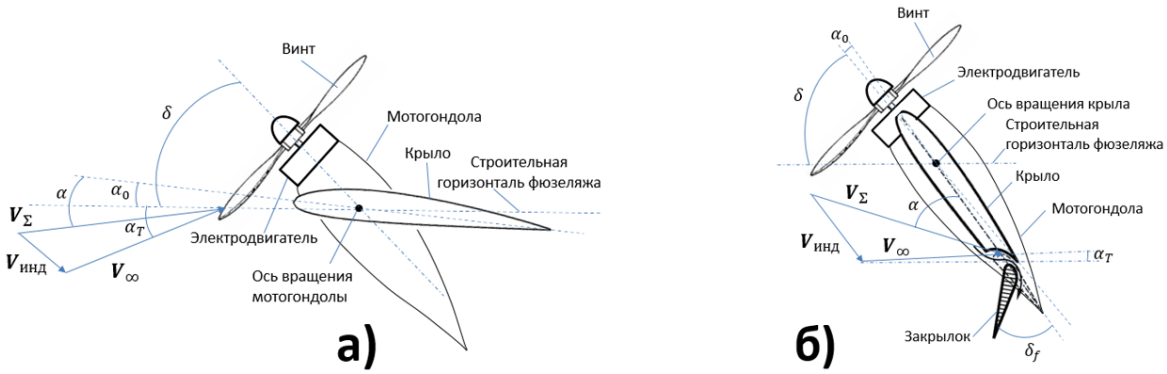


Рис. 4. Схема обдувки крыла конвертоплана: *а* – с поворотными мотогондолами; *б* – *с* поворотным крылом
Fig. 4. Diagram of tilt-rotor wing slipstream with the tilt nacelles (a) and wing (б)

$$c_{\text{ха}} = c_{xap} + c_{xai} + c_{\text{хав}}, \quad (34)$$

где c_{xap} – коэффициент вредного сопротивления, c_{xai} – коэффициент индуктивного сопротивления, $c_{\text{хав}}$ – коэффициент волнового сопротивления.

Для малых скоростей полета, характерных для легких ВКЛА, коэффициент $c_{\text{хав}}$ можно не учитывать. Коэффициент индуктивного сопротивления можно рассчитать по формуле

$$c_{xai} = c_{ya}^2/e\pi\lambda. \quad (35)$$

Коэффициент вредного сопротивление крыла можно приблизительно рассчитать по формуле

$$c_{xap} = c_{xa0} + kc_{ya}^2, \quad (36)$$

где c_{xa0} – коэффициент вредного сопротивления крыла при $c_{ya} = 0$; k – безразмерный коэффициент.

С учетом выражений (31) и (34) аэродинамические силы, действующие на крыло, можно представить в скоростной системе координат в следующем виде:

– подъемная сила: $Y_{\text{акр}} = c_{ya}S_{\text{кр}}q$, (37)
– сила сопротивления: $X_{\text{акр}} = c_{xa}S_{\text{кр}}q$, (38)

где $S_{\text{кр}}$ – площадь крыла, $q = \rho V^2/2$ – скоростной напор.

Расчет балансировочных углов поворота винтов мультироторного ВКЛА на режиме конвертации

Для расчета потребных балансировочных углов поворота винтов δ (рис. 4, *а*) конвертоплана квадрокоптерного типа на режиме конвертации запишем уравнения статической балансировки по силам в скоростной системе координат:

$$n_{\text{НВ}}T\cos(\alpha+\delta) - X_a(\alpha,\delta) - G\sin\gamma = 0, \quad (39)$$

$$n_{\text{НВ}}T\sin(\alpha+\delta) - Y_a(\alpha,\delta) - G\cos\gamma = 0, \quad (40)$$

где T – сила тяги винта, G – полетный вес конвертоплана, α – угол атаки конвертоплана, γ – угол наклона траектории, $X_a(\alpha,\delta)$, $Y_a(\alpha,\delta)$ – сила сопротивления и подъемная сила ВКЛА соответственно.

Расчет балансировочных углов поворота крыла мультироторного ВКЛА на режиме конвертации

Для случая конвертоплана квадрокоптерного типа с поворотным крылом уравнения статической балансировки по силам имеют вид, аналогичный уравнениям (39) и (40).

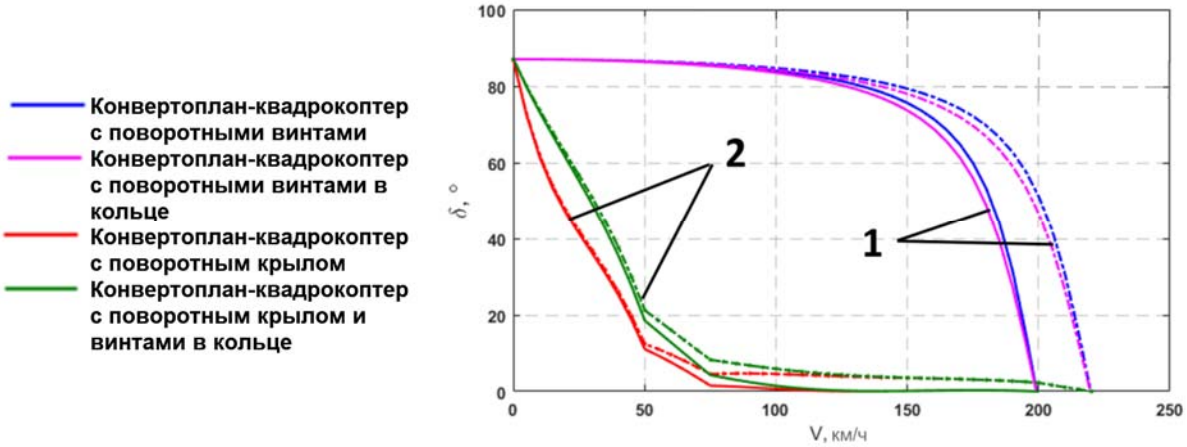


Рис. 5. Зависимость балансировочных отклонений винтов от скорости полета для конвертоплана-квадрокоптера с поворотными мотогондолами (1) и поворотными крыльями (2) на режиме конвертации. Сплошные линии – H = 0 м, пунктирные линии – H = 2000 м. Случай гибридной СУ

Fig. 5. Dependence of rotor trim deflections on the airspeed for the tilt rotor-quadcopter with the tilt nacelles (1) and wing (2) at the conversion mode. Solid lines – H = 0 m, dashed lines – H = 2000 m. Hybrid power plant

Однако расчет аэродинамических сил на режиме конвертации в этом случае несколько усложняется. Крыло таких аппаратов на режиме конвертации работает на больших углах атаки (рис. 4, *б*) и требует применения механизации крыла и (или) систем активного управления пограничным слоем.

Скорость обдувки поворотного крыла можно представить как векторную сумму скорости набегающего потока и скорости воздушной струи от винтов:

$$V_\Sigma = \sqrt{V_\infty^2 + V_{\text{инд}}^2 + 2V_\infty V_{\text{инд}} \cos(\alpha + \delta + \alpha_0)}; \quad (41)$$

Угол атаки крыла с учетом обдувки струей от воздушного винта может быть рассчитан следующим образом:

$$\alpha_{\text{кр}} = \sin^{-1}\left(\frac{V_\infty}{V_\Sigma}\sin(\alpha + \delta + \alpha_0)\right). \quad (42)$$

В частном случае, когда $V_{\text{инд}} \ll V_\infty$ и $V_\infty/V_\Sigma \to 1$, угол $\alpha_{\text{кр}}$ является просто суммой угла атаки конвертоплана, угла поворота крыла и угла установки оси винта относительно хорды крыла:

$$\alpha_{\text{кр}} = \alpha + \delta + \alpha_0. \quad (43)$$

Программа выпуска механизации на поворотном крыле может иметь, например, следующий вид:

– в диапазоне скорости полета от 0 до 50 км/ч закрылки выпускаются по линейному закону от 0 до 40°:

– в диапазоне скорости полета от 50 до 75 км/ч закрылки выпущены на максимальный угол 40°;

– на скорости полета от 75 до 200 км/ч закрылки убираются по линейному закону от 40 до 0°.

Приведенные выше диапазоны скоростей и значения углов отклонения закрылков могут существенно изменяться в зависимости от выбранной скорости начала конвертации, используемых аэродинамических профилей крыла и наличия систем активного управления пограничным слоем.

Полученные зависимости балансировочного угла отклонения винтов на переходном режиме конвертации приведены на рис. 5.

Таблица 1
Table 1

Исходные данные для расчета эВКЛА с гибридной СУ
Bench-mark data for the eVTOL aircraft estimation with the hybrid power plant

Параметры	Классический вертолет	Квадрокоптер с открытыми винтами	Квадрокоптер с винтами в кольце	Конвертоплан-квадрокоптер с открытыми винтами	Конвертоплан-квадрокоптер с винтами в кольце	Конвертоплан-квадрокоптер с поворотными крыльями и открытыми винтами	Конвертоплан-квадрокоптер с поворотными крыльями и винтами в кольце
$n_{НВ}$	1	4	4	4	4	4	4
$D_{НВ,}$ м	10	3	3	3	3	3	3
η	0,7	0,86	0,91	0,79	0,91	0,79	0,91
χ	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95
ξ	0,85	1	1	1	1	1	1
C_e, кг/кВт·ч	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3
$\overline{N}_{ЭД}$, кВт /кг	5	5	5	5	5	5	5
$\overline{N}_{ген}$, кВт /кг	5	5	5	5	5	5	5
$\overline{m}_{ак}$, кг/кВт·ч	4	4	4	4	4	4	4
$\overline{m}_{инв}$, кг/кВт	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
$\overline{N}_{ТД}$, кВт /кг	1,3	1,3	1,3	1,3	1,3	1,3	1,3
$m_{пн}$, кг	210	210	210	210	210	210	210
λ	–	–	–	6	5,6	6	5,6

Результаты расчета летно-технических характеристик различных аэродинамических схем эВКЛА

Исходные данные для расчета параметров аэродинамических конфигураций эВКЛА с гибридной силовой установкой приведены в табл. 1.

Удельные массовые параметры, достижимые на сегодняшний день для маршевых электродвигателей, генераторов, аккумуляторных батарей, инверторов, дизельных и газотурбинных СУ, задавались на основе информации, представленной в открытых источниках и работах [19–21].

Расчет был выполнен для двух вариантов силовой установки: 1) гибридная СУ с ДВС и возможностью выполнения висения на аккумуляторных батареях в течение 5 мин; 2) полностью электрическая СУ. Применение дизельного двигателя в гибридной силовой установке с ДВС наиболее предпочтительно в силу его наилучшей топливной экономичности среди других типов двигателей внутреннего сгорания. Полученное в результате расчета распределение масс элементов конструкции для всех рассмотренных типов эВКЛА, отнесенных к взлетной массе (m_0), для гибридной силовой установки представлено в табл. 2. Распределение масс в относительном выражении для рассматриваемых эВКЛА показано на рис. 6.

Из полученных зависимостей следует, что основной вклад в массу аппаратов с гибридной силовой установкой вносят составляющие масс конструкции фюзеляжа и двигателя

Таблица 2
Table 2

Результаты расчета для эВКЛА с гибридной СУ
Estimation results for eVTOL aircraft with the hybrid power plant

Параметры	Классический вертолет	Квадрокоптер с открытыми винтами	Квадрокоптер с винтами в кольце	Конвертоплан-квадрокоптер с открытыми винтами	Конвертоплан-квадрокоптер с винтами в кольце	Конвертоплан-квадрокоптер с поворотными крыльями и открытыми винтами	Конвертоплан-квадрокоптер с поворотными крыльями и винтами в кольце
$\bar{m}_{\text{ТД}}$	0,1466	0,1830	0,1933	0,1921	0,1586	0,1907	0,1580
$\bar{m}_{\text{п}}$	0,1566	0,1253	0,1253	0,1253	0,1253	0,1253	0,1253
$m_{\text{пн}}/m_0$	0,1058	0,0946	0,0872	0,0859	0,0933	0,0870	0,0941
$\bar{m}_{\text{нс}}$	0,0688	0,0739	0,0788	0,0670	0,0842	0,0679	0,0850
$\bar{m}_{\text{э}}$	0,0806	0,0721	0,0665	0,0654	0,0711	0,0663	0,0717
$\bar{m}_{\text{ак}}$	0,0573	0,0715	0,0756	0,0693	0,0653	0,0689	0,0650
$\bar{m}_{\text{инв}}$	0,0172	0,0215	0,0227	0,0208	0,0196	0,0207	0,0195
$\bar{m}_{\text{т}}$	0,0660	0,0590	0,0544	0,0536	0,0582	0,0543	0,0587
$\bar{m}_{\text{об}}$	0,0615	0,0550	0,0507	0,0499	0,0542	0,0506	0,0547
$\bar{m}_{\text{ЭД}}$	0,0344	0,0859	0,0907	0,0832	0,0783	0,0826	0,0780
$\bar{m}_{\text{ген}}$	0,0344	0,0429	0,0454	0,0416	0,0392	0,0413	0,0390
$\bar{m}_{\text{СУ}}$	0,0309	0,0277	0,0255	0,0251	0,0273	0,0254	0,0275
$\bar{m}_{\text{пр}}$	0,0400	0,0400	0,0400	0,0400	0,0400	0,0400	0,0400
$\bar{m}_{\text{об общ.}}$	0,0160	0,0143	0,0131	0,0129	0,0141	0,0131	0,0142
$\bar{m}_{\text{тс}}$	0,0147	0,0132	0,0121	0,0119	0,0130	0,0121	0,0131
$\bar{m}_{\text{ш}}$	0,0130	0,0116	0,0107	0,0105	0,0114	0,0107	0,0115
$\bar{m}_{\text{мс}}$	0,0096	0,0086	0,0079	0,0078	0,0085	0,0079	0,0085
$\bar{m}_{\text{тр}}$	0,0438	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
$\bar{m}_{\text{РВ}}$	0,0027	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
$\bar{m}_{\text{кр}}$	0,0000	0,0000	0,0000	0,0377	0,0385	0,0351	0,0360
m_0, кг	1984	2219	2407	2446	2251	2413	2231

внутреннего сгорания. Причем для одновинтового вертолета вклад массы конструкции фюзеляжа преобладает. Это можно объяснить наименьшей потребной мощностью силовой установки вертолета по сравнению с квадрокоптерами.

В случае полностью электрической силовой установки основной вклад в массу аппаратов всех типов вносят аккумуляторные батареи. Для одновинтового вертолета их масса достигает 28,5 % от максимальной взлетной массы аппарата. Максимальный вклад в 39,5 % аккумуляторные батареи вносят в массу квадрокоптера с винтами в кольце. Для квадрокоптера с открытыми винтами она достигает 38,4 %. По коэффициенту весовой отдачи (10,6–11,7 %) преимущество остается за одновинтовым вертолетом для обоих типов силовой установки. Наименьшему значению весовой отдачи соответствует схема квадрокоптера с винтами в кольце (8,6–8,7 %).

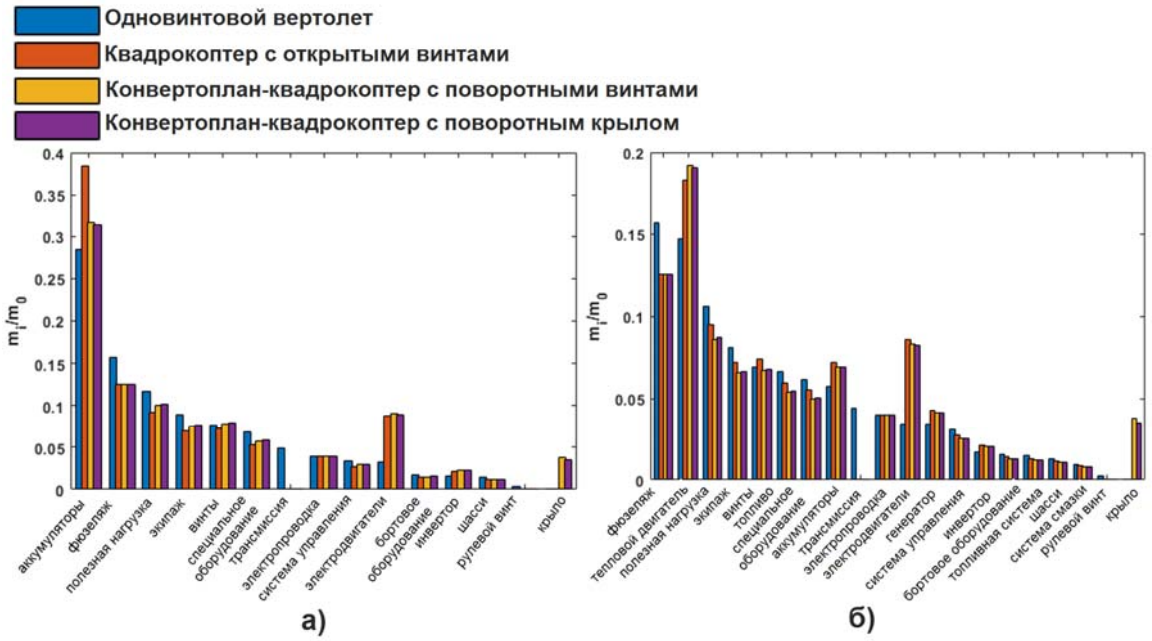


Рис. 6. Распределение масс элементов конструкции. Полностью электрическая (а) и гибридная (б) силовая установка
Fig. 6. Structural components mass distribution for eVTOL aircraft with the all-electric (a) and hybrid (б) power plant

Дальность и продолжительность полета аппаратов с гибридной силовой установкой определяется запасом топлива на борту и может быть вычислена по формулам, применяемым для расчета ЛТХ летательных аппаратов с традиционной силовой установкой.

$$L = \int_{m_1}^{m_0} \frac{dm}{q_r}, \tag{42}$$

$$t = \int_{m_1}^{m_0} \frac{dm}{q_h}, \tag{43}$$

где m_0 и m_1 – масса эВКЛА соответственно в начале и в конце участка горизонтального полета, для которого выполняется расчет. Если в полете не сбрасывается груз, то изменение массы эВКЛА равно расходу топлива на участке горизонтального полета:

$$m_т = m_0 - m_1.$$

Часовой и километровый расход топлива q_h и q_r для эВКЛА могут быть выражены через удельный расход топлива двигателем C_e и потребную мощность двигателя N:

$$q_h = C_e N,\ q_r = \frac{C_e N}{3{,}6V}. \tag{44}$$

Приближенный расчет дальности и продолжительности полета для эВКЛА с полностью электрической силовой установкой можно выполнить по формулам

$$t = \frac{Q}{N},\ L = 3{,}6Vt. \tag{45}$$

Результат, полученный по формулам (45), будет являться оценкой сверху, так как емкость реальных аккумуляторов в соответствии с законом Пикерта (Peukert) ниже идеальной в силу ее зависимости от силы тока разряда и, соответственно, от потребной мощности силовой установки.

Полученные зависимости потребной мощности силовых установок эВКЛА, дальности, продолжительности и вертикальной скорости от истинной воздушной скорости приведены

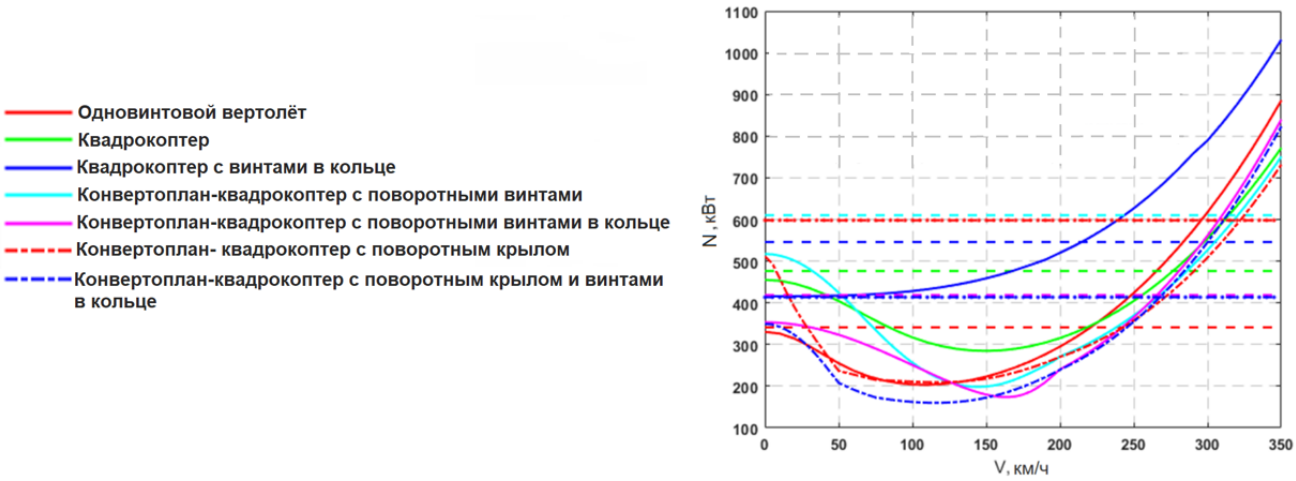


Рис. 7. Зависимости потребной мощности эВКЛА от скорости полета для высоты H = 0 м. Пунктирные линии – располагаемая мощность eВКЛА. Случай гибридной СУ
Fig. 7. Dependence of eVTOL drag power on airspeed for the height H = 0 m. The dashed lines are eVTOL apparent power. Hybrid power plant

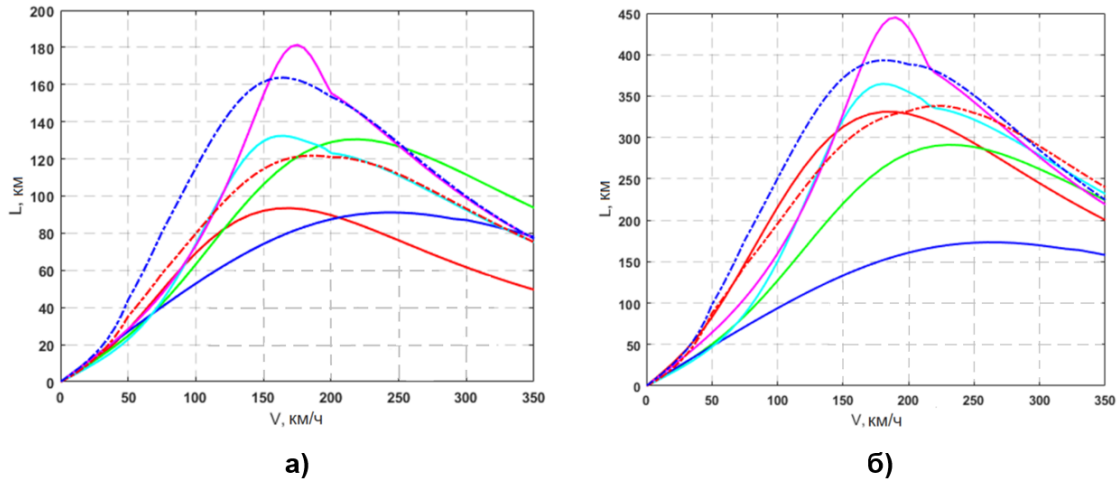


Рис. 8. Зависимость дальности полета eВКЛА от скорости для высоты полета H = 2000 м:
а – полностью электрическая СУ; *б* – гибридная СУ
Fig. 8. Dependence of the eVTOL flying range on airspeed for the height H = 2000 m:
а – all-electric power plant; *б* – hybrid power plant

на рис. 7–10. В диапазоне скоростей полета до 220 км/ч среди всех типов, рассмотренных нами эВКЛА, наибольшими преимуществами по дальности и продолжительности полета в случае использования гибридной силовой установки обладает одновинтовой вертолет. Наибольшей максимальной скоростью полета (около 270 км/ч) обладает квадрокоптер с открытыми винтами. В диапазоне малых скоростей полета от 0 до 60 км/ч наибольшей вертикальной скоростью обладает квадрокоптер с винтами в кольце, причем как для варианта с гибридной, так и полностью электрической силовой установкой. Это объясняется большим КПД винтов в кольце на режимах висения и малых скоростей.

Среди аппаратов с полностью электрической силовой установкой наибольшими преимуществами по дальности и продолжительности полета на скорости больше 120 км/ч

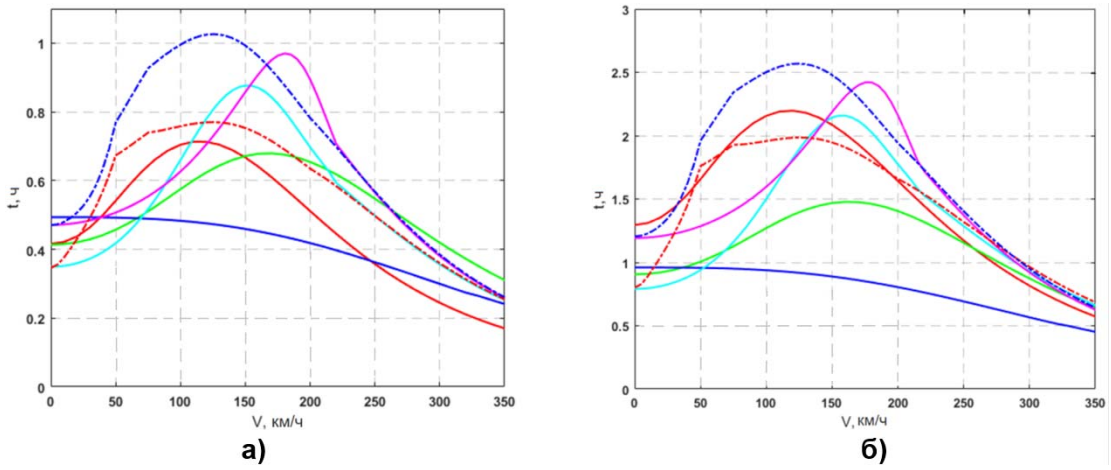


Рис. 9. Зависимость продолжительности полета эВКЛА от скорости для высоты полета H = 2000 м:
а – полностью электрическая СУ; *б* – гибридная СУ
Fig. 9. Dependence of the eVTOL flight duration on airspeed, for the height H = 2000 m:
a – all-electric power plant; *б* – hybrid power plant

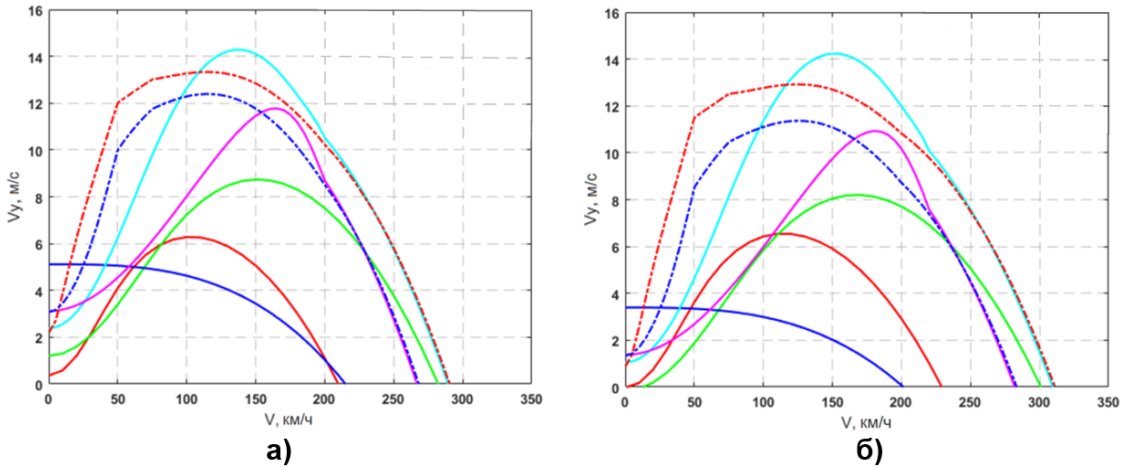


Рис. 10. Зависимость вертикальной скорости эВКЛА от поступательной скорости для высоты полета:
а – H = 0 м; *б* – H = 2000 м. Полностью электрическая СУ
Fig. 10. Dependence of the eVTOL vertical speed on the forward speed for the height:
a – H = 0 m; *б* – H = 2000 m. All-electric power plant

обладает квадрокоптер с открытыми винтами благодаря большей относительной емкости аккумуляторных батарей (38,4 % массы ЛА против 28,5 % у одновинтового вертолета).

Также необходимо отметить, что аппараты, выполненные по схеме квадрокоптера, будут обладать примерно на 50 км/ч большей крейсерской скоростью полета по сравнению с одновинтовым вертолетом.

Среди всех конвертируемых аппаратов с крылом наибольшими преимуществами по дальности и продолжительности полета обладают ВКЛА с винтами в кольце. Это утверждение справедливо для конвертируемых ВКЛА как с полностью электрической, так и с гибридной силовой установкой.

С точки зрения максимально достижимых ЛТХ с существующими на сегодняшний день удельными параметрами электрических машин и аккумуляторных батарей наибольшими преимуществами будут обладать эВКЛА с гибридной силовой установкой. Такие еВКЛА будут обладать в 2–2,5 раза большей дальностью и продолжительностью полета

по сравнению с полностью электрическими аппаратами.

Заключение

На основании результатов проведенных исследований аэродинамических схем эВКЛА можно заключить, что при существующем на сегодняшний день и достижимом в ближайшей перспективе уровне развития технологий возможно создание конкурентоспособных аппаратов с пассажировместимостью до четырех человек для использования в качестве городского аэротакси. Полностью электрическая силовая установка с применением аккумуляторных батарей в качестве единственного источника энергии может быть использована для создания эВКЛА с продолжительностью полета на крейсерском режиме около 30–40 мин и дальностью полета до 100–130 км.

Использование конвертируемых ВКЛА с крылом позволит увеличить дальность и продолжительность полета на 50 км и 20 мин соответственно. Такой уровень ЛТХ вполне приемлем для использования подобных аппаратов в качестве городского аэротакси. Аппараты без несущих поверхностей с гибридной силовой установкой, с дальностью полета 170–330 км возможно целесообразнее использовать для перелетов между ближайшими городами.

Конвертируемые ВКЛА с дальностью полета 340–450 км лучше подойдут для дальнего междугороднего авиасообщения.

Использование ВКЛА типа конвертоплан также позволит увеличить крейсерскую скорость полета приблизительно на 50 км/ч. Максимальная скорость таких аппаратов в случае использования максимальной мощности электромоторов может достигать 350–400 км/ч.

Для эВКЛА типа конвертоплан-квадрокоптер с поворотными несущими поверхностями потребуется система закрылков и (или) система активного управления пограничным слоем, так как крылья такого ЛА в диапазоне малых скоростей полета работают на больших углах атаки.

Среди эВКЛА как с полностью электрической, так и с гибридной силовой установкой наибольшими преимуществами в диапазоне малых скоростей полета будут обладать аппараты с винтами в кольцевых обтекателях. Такие ВКЛА также будут обладать несомненными преимуществами при полетах в центральных частях мегаполисов с высокой застройкой вследствие своей высокой скороподъемности, а также безопасности для обслуживающего персонала и пассажиров.

Список литературы

1. Есаулов С.Ю., Мясников М.И., Ильин И.Р. Обзор методов расчета летно-технических характеристик электрических летательных аппаратов вертикального взлета и посадки // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2022. № 5. С. 33–39.

2. Miasnikov M.I., Esaulov S.Yu., Ilyin I.R. VTOL aerodynamic configurations analysis for urban air mobility [Электронный ресурс] // Proceedings of the 76th Annual Forum & Technology Display, 5–8 October 2020. 18 p. DOI: 10.4050/F-0076-2020-16448 (дата обращения: 11.10.2022).

3. Han D., Barakos G.N. Comparison of design features of quadrotor aircraft and helicopters from the point of view of flight performance [Электронный ресурс] // Proceedings of the 47th European Rotorcraft Forum, 7–9 September 2021. URL: https://eprints.gla.ac.uk/251107/1/251107.pdf (дата обращения: 11.10.2022).

4. Snyder C.A. More / All electric vertical take-off and landing (VTOL) vehicle sensitivities to propulsion and power performance [Электронный ресурс] // Proceedings of the 76th Annual Forum & Technology Display, 5–8 October 2020. 13 p. DOI: 10.4050/F-0076-2020-16447 (дата обращения: 11.10.2022).

5. Sridharan A., Govindarajan B. Evaluation of sizing strategies for eVTOL UAV configurations [Электронный ресурс] // Proceedings of the 76th Annual Forum & Technology Display, 5–8 October 2020. 22 p. DOI:

10.4050/F-0076-2020-16455 (дата обращения: 11.10.2022).

6. Beals N., Govindarajan B., Singh R. Conceptual design of UAS configurations with dissimilar rotors [Электронный ресурс] // Proceedings of the 76th Annual Forum & Technology Display, 5–8 October 2020. 11 p. DOI: 10.4050/F-0076-2020-16457 (дата обращения: 11.10.2022).

7. Stevens J., Rademaker E., Scullion C. и др. Design evaluation and performance assessment of rotorcraft technology by 2050 [Электронный ресурс] // Proceedings of the 45th European Rotorcraft Forum, Warsaw, Poland, 17–20 September 2019. URL: https://dspace.lib.cranfield.ac.uk/handle/1826/15087 (дата обращения: 11.10.2022).

8. Buchwald M. Implementation of a flight simulation tool into a rotorcraft design environment / M. Buchwald, P. Weiand, D. Schwinn, F. Wolters [Электронный ресурс] // Proceedings of the 45th European Rotorcraft Forum, Warsaw, Poland, 17–20 September 2019. URL: https://hdl.handle.net/20.500.11881/4105 (дата обращения: 11.10.2022).

9. Lee D., Kang S., Yee K. A comparison study of rotorcraft with hybrid electric propulsion system [Электронный ресурс] // Proceedings of the 45th European Rotorcraft Forum, Warsaw, Poland, 17–20 September 2019. URL: https://hdl.handle.net/20.500.11881/4041 (дата обращения: 11.10.2022).

10. Lee D., Jeong S., Yee K. Development of a conceptual design tool for various compound helicopters [Электронный ресурс] // Proceedings of the 44th European Rotorcraft Forum, Delft, Netherlands, 18–21 September 2018. URL: http://hdl.handle.net/20.500.11881/4003 (дата обращения: 11.10.2022).

11. Schrage D.P., Walters R. Conceptual design tradeoffs for future single main rotor compound helicopters [Электронный ресурс] // Proceedings of the 44th European Rotorcraft Forum, Delft, Netherlands, 18–21 September 2018. URL: http://hdl.handle.net/20.500. 11881/4001 (дата обращения: 11.10.2022).

12. Браверман А.С., Перлштейн Д.М., Лаписова С.В. Балансировка одновинтового вертолета. М.: Машиностроение, 1975. 176 с.

13. Миль М.Л., Некрасов А.В., Браверман А.С. и др. Вертолеты, расчет и проектирование. Т. 1. Аэродинамика. М.: Машиностроение, 1966. 457 с.

14. Johnson W. Rotorcraft aeromechanics. Cambridge University Press, 2013. 944 p. DOI: 10.1017/CBO9781139235655

15. Leishman J.G. Principles of helicopter aerodynamics. 2nd ed. Cambridge University Press, 2006. 866 p.

16. Bramwell A.R.S., Done G., Balmford D. Bramwell's helicopter dynamics. 2nd ed. Butterworth-Heinemann, 2001. 377 p.

17. Kundu A.K., Price M.A., Riordan D. Conceptual aircraft design: An industrial approach 1st ed. John Wiley & Sons, 2019. 1053 p.

18. Шайдаков В.И. Аэродинамика винта в кольце: учеб. пособие. М.: Издательство МАИ, 1996. 88 с.

19. Vepa R. Electric aircraft dynamics. 1st ed. CRC Press, 2020. 350 p. DOI: 10.1201/9780429202315

20. Haran K., Madavan N., O'Connell T.C. Electrified aircraft propulsion. 1st ed. Cambridge University Press, 2022. 298 p.

21. Daidzic N.E., Piancastelli L., Cattini A. Diesel engines for light-to-medium helicopters and airplanes (Editorial) // International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace. 2014. Vol. 1, iss. 3. Pp.1–18. DOI: 10.15394/ijaaa.2014.1023

References

1. Esaulov, S.Yu., Myasnikov, M.I., Ilyin, I.R. (2022). Design methodology review of electric vertical take-off and landing aircraft performance. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 5, pp. 33–39. (in Russian)

2. Miasnikov, M.I., Esaulov, S.Yu., Ilyin, I.R. (2020). VTOL aerodynamic configurations analysis for urban air mobility. *In: Proceedings of the 76th Annual Forum & Technology Display*, 5–8 October, 18 p. DOI: 10.4050/F-0076-2020-16448 (accessed: 11.10.2022).

3. Han, D., Barakos, G.N. (2021). Comparison of design features of quadrotor aircraft

and helicopters from the point of view of flight performance. *In: Proceedings of the 47th European Rotorcraft Forum*, September 7–9. Available at: https://eprints.gla.ac.uk/251107/1/251107.pdf (accessed: 11.10.2022).

4. Snyder, C.A. (2020). More / All electric vertical take-off and landing (VTOL) vehicle sensitivities to propulsion and power performance. *In: Proceedings of the 76th Annual Forum & Technology Display*, October 5–8, 13 p. DOI: 10.4050/F-0076-2020-16447 (accessed: 11.10.2022).

5. Sridharan, A., Govindarajan, B. (2020). Evaluation of sizing strategies for eVTOL UAV configurations. *In: Proceedings of the 76th Annual Forum & Technology Display*, October 5–8, 22 p. DOI: 10.4050/F-0076-2020-16455 (accessed: 11.10.2022).

6. Beals, N., Govindarajan, B., Singh, R. (2020). Conceptual design of UAS configurations with dissimilar rotors. *In: Proceedings of the 76th Annual Forum & Technology Display*, October 5–8, 11 p. DOI: 10.4050/F-0076-2020-16457 (accessed: 11.10.2022).

7. Stevens, J., Rademaker, E., Scullion, C. et al. (2019). Design evaluation and performance assessment of rotorcraft technology by 2050. *In: Proceedings of the 45th European Rotorcraft Forum*, Warsaw, Poland, September 17–20. Available at: https://dspace.lib.cranfield.ac.uk/handle/1826/15087 (accessed: 11.10.2022).

8. Buchwald, M., Weiand, P., Schwinn, D., Wolters, F. (2019). Implementation of a flight simulation tool into a rotorcraft design environment. *In: Proceedings of the 45th European Rotorcraft Forum*, Warsaw, Poland, September 17–20. Available at: https://hdl.handle.net/20.500.11881/4105 (accessed: 11.10.2022).

9. Lee, D., Kang, S., Yee, K. (2019). A comparison study of rotorcraft with hybrid electric propulsion system. *In: Proceedings of the 45th European Rotorcraft Forum*, Warsaw, Poland, September 17–20. Available at: https://hdl.handle.net/20.500.11881/4041 (accessed: 11.10.2022).

10. Lee, D., Jeong, S., Yee, K. (2018). Development of a conceptual design tool for various compound helicopters. *In: Proceedings of the 44th European Rotorcraft Forum*, Delft, Netherlands, September 18–21. Available at: http://hdl.handle.net/20.500.11881/4003 (accessed: 11.10.2022).

11. Schrage, D.P., Walters, R. (2018). Conceptual design tradeoffs for future single main rotor compound helicopters. *In: Proceedings of the 44th European Rotorcraft Forum*, Delft, Netherlands, September 18–21. Available at: http://hdl.handle.net/20.500.11881/4001 (accessed: 11.10.2022).

12. Braverman, A.S., Perlshtein, D.M., Lapisova, S.V. (1975). Balancing of a single-rotor helicopter. Moscow: Mashinostroyeniye, 176 p. (in Russian)

13. Mil, M.L., Nekrasov, A.V., Braverman, A.S. et al. (1966). Helicopters, calculation and design. Vol. 1. Aerodynamics. Moscow: Mashinostroyeniye, 457 p. (in Russian)

14. Johnson, W. (2013). Rotorcraft aeromechanics. Cambridge University Press, 944 p. DOI: 10.1017/CBO9781139235655

15. Leishman, J.G. (2003). Principles of helicopter aerodynamics. 2nd ed., Cambridge University Press, 866 p.

16. Bramwell, A.R.S., Done, G., Balmford, D. (2001). Bramwell's helicopter dynamics. 2nd ed., Butterworth-Heinemann, 377 p.

17. Kundu, A.K., Price, M.A., Riordan, D. (2019). Conceptual aircraft design: An industrial approach. 1st ed., John Wiley & Sons, 1053 p.

18. Shaidakov, V.I. (1996). Aerodynamics of the screw in the ring: Tutorial. Moscow: Izdatelstvo MAI, 88 p. (in Russian)

19. Vepa, R. (2020). Electric aircraft dynamics. 1st ed., CRC Press, 350 p. DOI: 10.1201/9780429202315

20. Haran, K., Madavan, N., O'Connell, T.C. (2022). Electrified aircraft propulsion. 1st ed., Cambridge University Press, 298 p.

21. Daidzic, N.E., Piancastelli, L., Cattini, A. (2014). Diesel engines for light-to-medium helicopters and airplanes (Editorial). *International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace*, vol. 1, issue 3, pp.1–18. DOI: 10.15394/ijaaa.2014.1023

Сведения об авторах

Мясников Максим Игоревич, кандидат физико-математических наук, руководитель управления научно-технических проектов, программ и взаимодействия с научными организациями АО «Национальный центр вертолетостроения им. М.Л. Миля и Н.И. Камова», m.myasnikov@nhc.aero.

Ильин Игорь Римович, главный специалист отдела координации и комплексного анализа НИР и НТЗ АО «Национальный центр вертолетостроения им. М.Л. Миля и Н.И. Камова», irilyin@mi-helicopter.ru.

Information about the authors

Maxim I. Myasnikov, Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Scientific and Engineering Projects, Programs and Interaction with Scientific Institutions Manager, JSC “Mil and Kamov National Center of Helicopter Engineering”, m.myasnikov@nhc.aero.

Igor R. Ilyin, Senior Specialist, the Division of the Coordination and Integration Research and Technological Groundwork Analysis, JSC “Mil and Kamov National Center of Helicopter Engineering”, irilyin@mi-helicopter.ru.

Поступила в редакцию	22.03.2023	Received	22.03.2023
Одобрена после рецензирования	10.04.2023	Approved after reviewing	10.04.2023
Принята в печать	20.07.2023	Accepted for publication	20.07.2023