

УДК 629.7.013.1

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-90-102

Оценка взлетной массы боевого вертолета с заданными летно-техническими характеристиками на основе уравнения существования

А.Л. Тарасов¹, М.А. Прозоров¹

¹Филиал Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил
«Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»,
г. Сызрань, Россия

Аннотация: Благодаря эффективному использованию результатов научно-технического прогресса Вооруженные силы Российской Федерации постоянно оснащаются новыми комплексами вооружения, что в полной мере относится и к авиации. На вооружение Воздушно-космических сил поступают современные боевые (ударные) вертолеты, эффективность применения которых в значительной степени определяется их летно-техническими характеристиками и эксплуатационными свойствами. Специфичность ударных задач, возможность эксплуатации с площадок, необходимость действий на предельно малых высотах и в условиях сильного противодействия средств противовоздушной обороны противника в быстро меняющейся обстановке предъявляют уникальные требования к летно-техническим характеристикам современных боевых вертолетов. Соответствующие летно-технические характеристики боевых вертолетов обеспечиваются особенностями их конструкции и компоновкой. Связать летно-технические характеристики вертолета с его техническими параметрами и взлетной массой позволяет уравнение существования. В работе предложена методика приближенного определения нормальной взлетной массы современного боевого вертолета на основе уравнения существования. Методика основана на выражениях, связывающих относительные массы частей вертолета с его летно-техническими характеристиками и техническими параметрами. Данные выражения получены на основе обобщения материала существующих источников и их актуализации к весовому расчету летательных аппаратов с летно-техническими характеристиками и техническими параметрами, соответствующими современным боевым вертолетам. На основе предложенной методики разработана программа для персонального компьютера, с помощью которой определена нормальная взлетная масса и проведен весовой анализ частей вертолета, стоящего на вооружении. Полученные результаты удовлетворительно согласуются с данными прототипа. Разработанная методика и программа могут быть использованы в исследованиях по обоснованию тактико-технических и эксплуатационных требований к современным боевым вертолетам, а также при выборе направлений модернизации и анализе взаимозависимости тактических, эксплуатационных и технических свойств боевых (транспортно-боевых) вертолетов, стоящих на вооружении.

Ключевые слова: боевой вертолет, взлетная масса, летно-технические характеристики, уравнение существования вертолета.

Для цитирования: Тарасов А.Л., Прозоров М.А. Оценка взлетной массы боевого вертолета с заданными летно-техническими характеристиками на основе уравнения существования // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 5. С. 90–102. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-90-102

Estimation of the take-off weight of a combat helicopter with specified performance on the basis of the existence equation

A.L. Tarasov¹, M.A. Prozorov¹

¹Branch of the Russian Air Force Military Educational and Scientific Centre Zhukovsky – Gagarin Air
Force Academy, Syzran, Russia

Abstract: Due to the effective use of the results of scientific and technological progress, the Armed Forces of the Russian Federation are constantly equipped with new weapon systems, which fully applies to aviation. The Aerospace Forces receive modern combat (attack) helicopters, the effectiveness of which is largely determined by its performance and operational characteristics. The specificity of strike missions, the possibility of operation from sites, the need to operate at extremely low

altitudes and in conditions of strong countermeasures of enemy air defense in a rapidly changing environment impose unique requirements to the performance of modern combat helicopters. The corresponding performance of attack helicopters are provided by the features of their design and layout. The existence equation allows to relate the performance of a helicopter with its technical parameters and take-off weight. The paper offers a method for approximate determination of the normal take-off weight of a modern combat helicopter based on the existence equation. This method is based on expressions showing the dependence of the relative masses of helicopter parts with its performance and technical parameters. These expressions are obtained on the basis of generalization of the material of existing sources and their updating to the weight calculation of aircraft with performance and technical parameters of corresponding modern combat helicopters. On the basis of the offered approach, a program for a personal computer was developed, through which the normal take-off weight was determined and the weight analysis of the parts of the helicopter in service was carried out. The obtained results are in satisfactory agreement with the prototype data. The developed methodology and program can be used in research to substantiate the tactical, technical and operational requirements for modern combat helicopters, as well as in choosing areas of modernization and analyzing the interdependence of tactical, operational and technical properties of combat (transport and combat) helicopters in service.

Key words: combat helicopter, take-off weight, performance, helicopter existence equation.

For citation: Tarasov, A.L., Prozorov, M.A. (2024). Estimation of the take-off weight of a combat helicopter with specified performance on the basis of the existence equation. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 5, pp. 90–102. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-90-102

Введение

На начальном этапе проектирования для оценки возможности создания вертолета с заданными летно-техническими характеристиками, конструктивными параметрами и с учетом научно-производственных возможностей используется уравнение существования, связывающее его нормальную взлетную массу с тактическими, техническими и эксплуатационными параметрами [1–8].

Эффективность применения боевых (ударных) вертолетов во многом определяется их летно-техническими характеристиками и эксплуатационными свойствами, обеспечиваемыми особенностями их конструкции и компоновкой. В свою очередь специфичность решаемых задач обуславливает уникальные требования к летно-техническим характеристикам современных боевых вертолетов.

Целью работы явилось обобщение известных подходов к весовому расчету винтокрылых летательных аппаратов, основанных на уравнении существования [9–18], и их актуализация к определению взлетной массы современных боевых вертолетов.

С использованием полученной методики определена нормальная взлетная масса вертолета с летно-техническими характеристиками и техническими (конструктивными) параметрами, соответствующими Ми-24В (в боевом варианте).

Расчетная боевая задача вертолета включает следующие этапы (участки):

- взлет и посадку по-вертолетному (продолжительность этапа 6 мин);
- полет в район цели и обратно (протяженность участка 450 км);
- атаку наземной цели (продолжительность этапа 3 мин).

На каждом этапе полета режим работы двигателей вертолета считается неизменным (на первом и третьем – взлетный, на втором – номинальный).

Методы и методология исследования

Уравнение существования вертолета имеет вид [1]

$$m_0 = \frac{m_{\text{эов}}}{1 - (\xi_{\text{пл}} + \xi_{\text{су}} + \xi_{\text{с}} + \xi_{\text{т}})}, \quad (1)$$

где m_0 – нормальная взлетная масса вертолета; $m_{\text{эов}} = m_{\text{н}} + m_{\text{БК}} + m_{\text{ЭК}}$ – масса экипажа, оборудования и вооружения (полезная нагрузка); $m_{\text{н}}$ – масса расходуемой боевой нагрузки (боекомплект пушки, неуправляемые и управляемые ракеты, расходуемые средства бортового комплекса обороны (БКО); $m_{\text{БК}}$ – масса бортовых комплексов (пилотажно-

навигационного, связи, вооружения и БКО); $m_{\text{эк}}$ — масса всех членов экипажа с личным снаряжением и парашютами; $\xi_{\text{пл}}$ — относительная масса планера; $\xi_{\text{сy}}$ — относительная масса силовой установки; $\xi_{\text{с}}$ — относительная масса систем вертолета; $\xi_{\text{т}}$ — относительная масса топлива.

Таким образом, для расчета нормальной взлетной массы вертолета необходимо получить выражения для определения относительных масс $\xi_{\text{пл}}$, $\xi_{\text{сy}}$, $\xi_{\text{с}}$, $\xi_{\text{т}}$. Данные выражения должны связывать относительные массы частей вертолета с его летно-техническими характеристиками и техническими параметрами.

Относительная масса планера боевого вертолета состоит из относительных масс фюзеляжа $\xi_{\text{ф}}$, крыла $\xi_{\text{кр}}$, оперения $\xi_{\text{оп}}$, шасси $\xi_{\text{ш}}$ и брони $\xi_{\text{бж}}$:

$$\xi_{\text{пл}} = \xi_{\text{ф}} + \xi_{\text{кр}} + \xi_{\text{оп}} + \xi_{\text{ш}} + \xi_{\text{бж}}. \quad (2)$$

Эти относительные массы определяются на основании статистических данных серийных и опытных вертолетов соответствующих схем и назначений. Для современных одновинтовых боевых вертолетов $\xi_{\text{ф}} = 0,11 \div 0,135$, $\xi_{\text{кр}} = 0,012 \div 0,015$, $\xi_{\text{оп}} = 0,005$, $\xi_{\text{ш}} = 0,027 \div 0,032$ (убирающееся шасси), $\xi_{\text{ш}} = 0,02 \div 0,025$ (неубирающееся шасси) [9]. Применение в конструкции вертолета композиционных материалов позволяет снизить относительные массы соответствующих частей до 20 % [9, 19]. $\xi_{\text{бж}}$ современных боевых вертолетов достигает 0,03 [9].

Относительная масса силовой установки одновинтового боевого вертолета определяется:

$$\xi_{\text{сy}} = \xi_{\text{нв}} + \xi_{\text{рв}} + \xi_{\text{дв}} + \xi_{\text{сдy}} + \xi_{\text{гл.ред}} + \xi_{\text{тр}} + \xi_{\text{тс}} + \xi_{\text{всу}} + \xi_{\text{пзу}} + \xi_{\text{эву}}, \quad (3)$$

где $\xi_{\text{нв}}$ — относительная масса несущего винта (НВ); $\xi_{\text{рв}}$ — относительная масса рулевого винта (РВ); $\xi_{\text{дв}}$ — относительная масса двигателей вертолета; $\xi_{\text{сдy}}$ — относительная масса систем двигателей; $\xi_{\text{гл.ред}}$ — относительная масса главного редуктора; $\xi_{\text{тр}}$ — относительная масса трансмиссии; $\xi_{\text{тс}}$ — относительная масса топливной системы; $\xi_{\text{всу}}$ — относительная масса вспомогательной силовой установки (ВСУ); $\xi_{\text{пзу}}$ — относительная масса пылезащитных устройств (ПЗУ); $\xi_{\text{эву}}$ — относительная масса экранно-выхлопных устройств (ЭВУ).

Относительная масса НВ равна

$$\xi_{\text{нв}} = \sum \xi_{\text{л}} + \xi_{\text{вт}}; \quad (4)$$

$$\sum \xi_{\text{л}} = a_{\text{л}} \frac{K_{\text{л}}^* \cdot \sigma}{(0,056 \cdot \lambda)^{0,7} \cdot p} \cdot \left(1 + 0,5 \left(\left(\frac{\omega R}{220} \right)^2 - 1 \right) \right); \quad (5)$$

$$\xi_{\text{вт}} = a_{\text{вт}} \cdot 10^{-5} \cdot K_{\text{зл}} \cdot \xi_{\text{л}}^{1,35} \cdot \left(\frac{P}{10^4} \right)^{0,35} \cdot (\omega R)^{2,7}, \quad (6)$$

где $\sum \xi_{\text{л}}$ — относительная масса лопастей НВ; $\xi_{\text{вт}}$ — относительная масса втулки НВ; $a_{\text{л}} = 16$ — весовой коэффициент лопастей [9];

$K_{\text{л}}^*$ — коэффициент, учитывающий особенности конструкции и материал изготовления лопастей НВ (для лопастей с лонжероном из

алюминиевых сплавов $K_{\text{л}}^* = 13,2$; для лопастей со стеклопластиковым лонжероном – $K_{\text{л}}^* = 11,25$ [13]); σ – коэффициент заполнения НВ; λ – удлинение лопастей; p – удельная нагрузка на ометаемую НВ площадь; ωR – окружная скорость концевой сечения лопастей; $a_{\text{вт}}$ – коэффициент, учитывающий особенности конструкции и материал изготовления втулки; $K_{\text{зл}} = 1 + \xi_{\text{л}}(z_{\text{л}} - 4)$ – весовой коэффициент втулки; $\xi_{\text{л}}$ – относительная масса одной лопасти НВ; $z_{\text{л}} = \pi \cdot \sigma \cdot \lambda$ – количество лопастей НВ.

Для шарнирных стальных втулок $a_{\text{вт}} = 0,7$, для втулок с эластомерными подшипниками $a_{\text{вт}} \approx 0,6$ [9]. Втулки НВ, выполненные из композиционных материалов, в сочетании с эластомерными подшипниками имеют массу меньше традиционных (шарнирных) на 45 % [9, 19].

РВ на карданном подвесе с лопастями из алюминиевых сплавов имеют $\xi_{\text{рв}} = 0,0105$, Х-образные винты со стеклопластиковыми лопастями – $\xi_{\text{рв}} = 0,009$ [9].

$$\xi_{\text{дв}} = \frac{m_{\text{дв}}}{m_0}, \text{ где } m_{\text{дв}} - \text{масса двигателей вер-}$$

толета, определяемая режимом полета на котором реализуется максимальная приведенная мощность $N_{\text{дв пр}}$ (мощность в стандартных атмосферных условиях при $H = 0$ и $V = 0$):

$$m_{\text{дв}} = \gamma_{\text{дв}} \cdot N_{\text{дв пр}}, \quad (7)$$

где $\gamma_{\text{дв}}$ – удельная масса двигателей.

Для боевого вертолета потребную мощность $N_{\text{НВ}}$ определяют режимы:

- висение на статическом потолке;
- полет на практическом (динамическом) потолке;
- полет на максимальной скорости и заданной высоте;
- установившийся вираж (разворот) с заданной перегрузкой и на заданной высоте и скорости;
- полет с одним отказавшим двигателем (другой двигатель работает на взлетном режиме).

Таким образом, относительная масса двигателей на каждом расчетном режиме определяется:

$$\xi_{\text{дв}} = \gamma_{\text{дв}} \cdot \overline{N}_{\text{дв пр}} = \gamma_{\text{дв}} \cdot A_{\text{пр}} \frac{\overline{N}_{\text{НВ}}}{\Delta\zeta \cdot \Delta\zeta_{\text{ПЗУ}} \cdot \Delta\zeta_{\text{ЭВУ}} \cdot K_{\text{др}}}, \quad (8)$$

где $\overline{N}_{\text{дв пр}}$ – приведенная относительная мощность двигателей; $A_{\text{пр}}$ – коэффициент приведения мощности двигателей к расчетным условиям (определяется по графикам в зависимости от высоты и скорости полета [9]);

$\overline{N}_{\text{НВ}} = \frac{N_{\text{НВ}}}{m_0}$ – относительная потребная НВ

мощность; $\Delta\zeta$ – коэффициент, учитывающий потери мощности двигателей вертолета на привод РВ, вспомогательных агрегатов и трение в агрегатах трансмиссии (определяется по графикам в зависимости от размерности вертолета и скорости полета [9]); $\Delta\zeta_{\text{ПЗУ}}$ и

$\Delta\zeta_{\text{ЭВУ}}$ – коэффициенты, учитывающие снижение мощности двигателей при установке ПЗУ и ЭВУ; $K_{\text{др}} \leq 1$ – коэффициент дросселирования двигателей.

ПЗУ инерционного типа с центральным обтекателем в виде «гриба» при выключенном эжекторе снижает мощность двигателя на 2–3 %, соответственно, $\Delta\zeta_{\text{ПЗУ}} = 0,97 \div 0,98$. Для конструкций ЭВУ, применяемых на отечественных боевых вертолетах, $\Delta\zeta_{\text{ЭВУ}} = 0,98$ [9].

В дальнейших расчетах используется наибольшее значение $\xi_{\text{дв}}$.

$N_{\text{НВ}}$ затрачивается на создание тяги, преодоление сил сопротивления движения лопастей в воздухе и сопротивление несущих частей вертолета (при наличии поступательной скорости). Таким образом, выражение для относительной потребной мощности имеет вид [12]

$$\bar{N}_{\text{НВ}} = \bar{N}_{\text{инд}} + \bar{N}_{\text{пр}} + \bar{N}_{\text{вр}}; \quad (9)$$

где $\bar{N}_{\text{инд}}$, $\bar{N}_{\text{пр}}$ и $\bar{N}_{\text{вр}}$ – относительные индуктивная, профильная и вредная мощности соответственно.

На режимах с поступательной скоростью полета ($V \neq 0$) составляющие $\bar{N}_{\text{НВ}}$ определяются:

$$\bar{N}_{\text{инд}} = 4 \cdot 10^{-3} \frac{P}{\kappa \cdot \Delta \cdot \bar{V} \cdot \omega R} \left((n_y - \bar{Y}_{\text{кр}})^2 + \frac{4\bar{Y}_{\text{кр}}^2}{\bar{l}_{\text{кр}}^2} \right); \quad (10)$$

$$\bar{N}_{\text{пр}} = \left(1,5\Phi_1 \cdot (c_{x\text{ } p})_{\text{ср}} \cdot (1 + 5\bar{V}^2) + 6 \cdot \Delta m_{\text{сж}} \right) \frac{\Delta \cdot \sigma \cdot (\omega R)^3}{10^3 \cdot p}; \quad (11)$$

$$\bar{N}_{\text{вр}} = 6 \cdot 10^{-3} c_x \cdot \frac{\Delta}{p} \cdot \bar{V}^3 \cdot (\omega R)^3, \quad (12)$$

где $\kappa = B^4$ – коэффициент, учитывающий концевые потери лопастей НВ; $B \approx 0,98$ [9, 20];

Δ – относительная плотность воздуха; $\bar{V} = \frac{V}{\omega R}$;

n_y – нормальная перегрузка; $\bar{Y}_{\text{кр}}$ – относительная подъемная сила крыла; $\bar{l}_{\text{кр}} = \frac{l_{\text{кр}}}{R}$ – относительный размах крыла; Φ_1 – коэффициент, учитывающий влияние формы лопасти в плане на величину ее профильного сопротивления, для лопастей прямоугольной формы в плане $\Phi_1 = 1$ [9, 20]; $(c_{x\text{ } p})_{\text{ср}}$ – средний по диску НВ коэффициент профильного сопротивления, для НВ с лопастями, образуемыми профилем НАСА23012, $(c_{x\text{ } p})_{\text{ср}} \approx 0,011$ [21, 22];

$\Delta m_{\text{сж}}$ – коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости на величину профильного сопротивления НВ (определяется по графикам $\Delta m_{\text{сж}} = \Delta m_{\text{сж}}(t_y, t_x, M_0, \bar{V}, \sigma)$ [9]);

$$t_y = \frac{P}{0,5\rho \cdot \sigma \cdot (\omega R)^2} (1 - \bar{Y}_{\text{кр}}) \quad \text{– коэффициент}$$

тяги (подъемной силы) НВ; $t_x = -c_x \cdot \frac{\bar{V}^2}{\sigma}$ – коэффициент пропульсивной силы НВ; c_x – коэффициент продольной силы несущих частей вертолета, для боевого вертолета при убранном шасси и с внешними подвесками $c_x \approx 0,0105$ [9]; $M_0 = \frac{\omega R}{a}$; a , ρ – скорость звука и плотность воздуха.

На режиме висения ($V = 0$) $N_{\text{вр}} = 0$, и $\bar{N}_{\text{НВ вис}}$ определяется суммой индуктивной и профильной мощностей. При этом необходимо учитывать дополнительное сопротивление планера за счет обтекания струей от НВ. Таким образом:

$$\bar{N}_{\text{НВ вис}} = 6,26 \cdot 10^{-3} \frac{\Phi}{\kappa_{\text{вис}} \cdot K_{\text{об}}} \sqrt{\frac{P}{\Delta_{\text{вис}}}} + \left(1,5\Phi_1 \cdot (c_{x\text{ } p})_{\text{ср}} + 6 \cdot \Delta m_{\text{сж}} \right) \frac{\Delta_{\text{вис}} \cdot \sigma \cdot (\omega R)^3}{10^3 \cdot p}, \quad (13)$$

где Φ – коэффициент, учитывающий неравномерность распределения осевой индуктивной скорости по радиусу НВ и затраты мощности на закручивание потока воздуха, для лопастей прямоугольной формы в плане с геометрической круткой $5-9^\circ$ $\Phi = 1,05$ [9, 20]; $\kappa_{\text{вис}} = B^{2/3}$; $K_{\text{об}}$ – коэффициент, учитывающий отрицательную интерференцию между НВ и планером на режиме висения, для одновинтового вертолета с крылом $K_{\text{об}} = 0,97$ [9];

$\Delta m_{\text{сж}}$ определяется по графику $\Delta m_{\text{сж}} = \Delta m_{\text{сж}}(t_y, M_0)$ [9]; $t_y = \frac{2p}{\rho \cdot \sigma \cdot (\omega R)^2}$.

Полет вертолета на заданной высоте в случае отказа одного двигателя возможен, когда выполняется условие

$$N_{\text{НВ}}^* \geq N_{\text{НВ гп min}} + \Delta N_{\text{min}}, \quad (14)$$

где $N_{\text{НВ гп min}}$ – минимальная потребляемая мощность НВ (соответствует $V_{\text{эк}} \approx 0,7 \sqrt{\frac{p}{\Delta^2 \cdot c_x}}$);

ΔN_{min} – минимальный избыток мощности, обеспечивающий вертолету сохранение заданной высоты при незначительных изменениях скорости, разворотах и при прохождении нисходящих потоков.

Нормы летной годности вертолетов устанавливают, что при отказе одного двигателя должна обеспечиваться возможность продолжения полета со скороподъемностью не менее 0,25 м/с на режиме работы другого двигателя с временем непрерывной работы не менее 30 минут [9]. Таким образом:

$$\Delta \bar{N}_{\text{min}} = \frac{\Delta N_{\text{min}}}{m_0} = \frac{V_{y \text{ min}} \cdot m_0 g}{m_0 \cdot 10^3} \approx 0,0025. \quad (15)$$

Потребная относительная мощность НВ для полета на заданной высоте в случае отказа одного двигателя определяется:

$$\Delta \bar{N}_{\text{min}}^* = \Delta \bar{N}_{\text{НВ гп min}} + \Delta \bar{N}_{\text{min}}, \quad (16)$$

где $\Delta N_{\text{НВ гп min}}$ вычисляется по формулам для $N_{\text{НВ}}$ при $V = V_{\text{эк}}$.

Относительная приведенная мощность работающего двигателя вертолета из условия сохранения заданной высоты полета при одном отказавшем двигателе равна

$$\bar{N}_{\text{дв пр}}^* = A_{\text{пр}} \frac{\Delta \bar{N}_{\text{min}}^*}{\Delta \zeta \cdot \Delta \zeta_{\text{ПЗУ}} \cdot \Delta \zeta_{\text{ЭВУ}} \cdot K_{\text{др}}}. \quad (17)$$

Таким образом, относительная масса двигателей вертолета на данном режиме определяется:

$$\xi_{\text{дв}} = \gamma_{\text{дв}} \cdot \bar{N}_{\text{дв пр}}^*. \quad (18)$$

Относительная масса комплекта «грибовидных» ПЗУ боевого вертолета $\xi_{\text{пзу}} \approx 0,002$, ЭВУ – $\xi_{\text{эву}} = 0,002$, ВСУ типа АИ-9В – $\xi_{\text{всу}} = 0,007$ [9].

$K_{\text{др}}$ определяется по характеристикам двигателей вертолета. Для двигателя ТВ3-117ВМА номинальный режим работы составляет 85–90 % от взлетной мощности, соответственно, $K_{\text{др}}^{\text{ном}} = \frac{N_{\text{дв ном}}}{N_{\text{дв взл}}} = 0,85 \div 0,9$.

Относительная масса двигательных систем определяется [13]:

$$\xi_{\text{сду}} = \frac{m_{\text{сду}}}{m_0} = K_{\text{сду}} \cdot \bar{N}_{\text{дв пр}}, \quad (19)$$

где $K_{\text{сду}} = 0,055 \div 0,065$ – весовой коэффициент.

Относительная масса главного редуктора одновинтового вертолета равна [13]

$$\xi_{\text{гл.ред}} = a_{\text{гл.ред}} \cdot (\bar{N}_{\text{НВ}})^{0,8}, \quad (20)$$

где $a_{\text{гл.ред}}$ – весовой коэффициент (для вертолетов размерности Ми-24 $a_{\text{гл.ред}} \approx 0,23$ [9]).

Относительные массы элементов трансмиссии одновинтового вертолета определяются [13]:

$$\xi_{\text{пр.ред}} = a_{\text{пр.ред}} \cdot (\bar{N}_{\text{НВ вис}})^{0,8}; \quad (21)$$

$$\xi_{\text{хв.ред}} = a_{\text{хв.ред}} \cdot (\bar{N}_{\text{НВ вис}})^{0,8}; \quad (22)$$

$$\xi_{\text{хв.в}} \approx 0,012 \cdot (\bar{N}_{\text{НВ вис}})^{2/3}, \quad (23)$$

где $\xi_{\text{пр.ред}}$, $\xi_{\text{хв.ред}}$, $\xi_{\text{хв.в}}$ – относительные массы промежуточного, хвостового редукторов и трансмиссионного вала привода РВ соответственно; $a_{\text{пр.ред}}$ и $a_{\text{хв.ред}}$ – весовые коэффициенты (для вертолетов размерности Ми-24 $a_{\text{пр.ред}} \approx 0,007$, $a_{\text{хв.ред}} \approx 0,016$ [9]); $\bar{N}_{\text{НВ вис}}$ – крутящий момент, действующий на хвостовой вал трансмиссии вертолета при висении на статическом потолке.

Относительная масса коробки приводов $\xi_{\text{кор.пр}} = 0,0045$ (для вертолетов размерности Ми-24).

Таким образом:

$$\xi_{\text{тр}} = \xi_{\text{пр.ред}} + \xi_{\text{хв.ред}} + \xi_{\text{хв.в}} + \xi_{\text{кор.пр}}. \quad (24)$$

Относительная масса топливной системы вертолета определяется:

$$\xi_{\text{тс}} = K_{\text{тс}} \cdot \xi_{\text{т}}, \quad (25)$$

где $K_{\text{тс}}$ – весовой коэффициент (для топливной системы вертолета с протектированными баками, заполненными пенополиуританом, $K_{\text{тс}} = 0,071 \div 0,093$ [13]).

Относительная масса систем вертолета состоит из относительных масс систем

управления (и гидросистемы) $\xi_{\text{упр+гс}}$, электрооборудования (включая противообледенительную) $\xi_{\text{эо}}$, пневматической $\xi_{\text{вс}}$, жизнеобеспечения $\xi_{\text{жо}}$ и противопожарной $\xi_{\text{сп}}$:

$$\xi_{\text{с}} = \xi_{\text{упр+гс}} + \xi_{\text{эо}} + \xi_{\text{вс}} + \xi_{\text{жо}} + \xi_{\text{сп}}. \quad (26)$$

Для одновинтового боевого вертолета [9]

$$\xi_{\text{упр+гс}} = 590 \frac{\sigma}{p} \cdot \left(\frac{\omega R}{220} \right)^2 \cdot \bar{V}_{\text{max}} \cdot b, \quad (27)$$

где b – хорда лопасти НВ.

$$\xi_{\text{эо}} = a_{\text{эо}} \frac{1}{\sqrt{p}} + b_{\text{эо}} \frac{\sigma}{p}, \quad (28)$$

где $a_{\text{эо}} = 0,35$, $b_{\text{эо}} = 55$ – коэффициенты (для вертолетов размерности Ми-24).

Относительные массы пневматической системы, системы жизнеобеспечения и системы пожаротушения определяются по соответствующим статистическим данным. Для современных боевых вертолетов $\xi_{\text{вс}} = 0,002 \div 0,003$, $\xi_{\text{жо}} = 0,005$ и $\xi_{\text{сп}} = 0,003 \div 0,004$ [9].

$\xi_{\text{т}}$ определяется из условия обеспечения всех этапов расчетной боевой задачи, задающегося соответствующими расстояниями (ΔL_i) или временем ($\Delta \tau_i$).

В первом случае относительная масса топлива, затрачиваемая на участке протяженностью ΔL_i , определяется:

$$\Delta \xi_{\text{тi}}(\Delta L_i) = \frac{c_{\text{уд}}^{VH} \cdot \Delta L_i}{3,6 \cdot \Delta \zeta \cdot \Delta \zeta_{\text{ПЗУ}} \cdot \Delta \zeta_{\text{ЭВУ}}} \cdot \left(\frac{\bar{N}_{\text{НВ}}}{V_{\text{зад}}} \right); \quad (29)$$

$$\left(\frac{\bar{N}_{\text{НВ}}}{V_{\text{зад}}}\right) = 4 \cdot 10^{-3} \frac{P}{\kappa \cdot \Delta \cdot \bar{V}_{\text{зад}}^2 \cdot \omega R} \left((1 - \bar{Y}_{\text{кр}})^2 + \frac{4 \bar{Y}_{\text{кр}}^2}{\bar{l}_{\text{кр}}^2} \right) \bar{N}_{\text{пр}} +$$

$$+ \left(1,5 \Phi_1 \cdot (c_{x p})_{\text{ср}} \cdot (1 + 5 \bar{V}_{\text{зад}}^2) + 6 \cdot \Delta m_{\text{сж}} \right) \frac{\Delta \cdot \sigma \cdot (\omega R)^3}{10^3 \cdot p \cdot \bar{V}_{\text{зад}}} + 6 \cdot 10^{-3} c_x \frac{\Delta}{p} \cdot \bar{V}_{\text{зад}}^2 \cdot (\omega R)^2, \quad (30)$$

где $c_{\text{уд}}^{\text{ВН}} = \frac{c_{\text{уд}} - 0,16(1 - \bar{N}_{\text{гп}})}{\bar{N}_{\text{гп}}}$; $\bar{N}_{\text{гп}} = \frac{\bar{N}_{\text{дв}} V_{\text{зад}}}{\bar{N}_{\text{дв пр max}}}$;

$$\bar{N}_{\text{дв}} V_{\text{зад}} = \frac{V_{\text{зад}}}{\Delta \xi \cdot \Delta \xi_{\text{ПЗУ}} \cdot \Delta \xi_{\text{ЭВУ}}} \cdot \left(\frac{\bar{N}_{\text{НВ}}}{V_{\text{зад}}} \right); \quad \bar{N}_{\text{дв пр max}} -$$

максимальная относительная мощность двигателей.

Во втором случае (при заданной продолжительности этапа $\Delta \tau_i$):

$$\Delta \xi_{\tau_i} (\Delta \tau_i) = \bar{N}_{\text{дв}} V_{\text{зад}} \cdot c_{\text{уд}}^{\text{ВН}} \cdot \Delta \tau_i. \quad (31)$$

Атака наземной цели боевым вертолетом происходит на взлетной мощности двигателей, поэтому

$$\Delta \xi_{\tau \text{ атаки}} (\Delta \tau_{\text{атаки}}) = \bar{N}_{\text{дв пр max}} \cdot c_{\text{уд}} \cdot \Delta \tau_{\text{атаки}}. \quad (32)$$

Таким образом:

$$\xi_{\tau} = 1,19 \cdot \left(\sum \Delta \xi_{\tau_i} (\Delta L_i) + \Delta \xi_{\tau \text{ атаки}} (\Delta \tau_{\text{атаки}}) \right). \quad (33)$$

Результаты исследования и обсуждение полученных результатов

Относительная масса планера вертолета

Вертолет спроектирован по одновинтовой схеме с РВ, имеет крыло и убирающееся шасси. $\xi_{\text{пл}} = 0,198$. Весовой анализ частей планера рассчитываемого вертолета представлен на рис. 1. Наибольшую относительную массу, составляющую 60,6 % от $\xi_{\text{пл}}$, имеет фюзеляж $\xi_{\text{ф}}$.

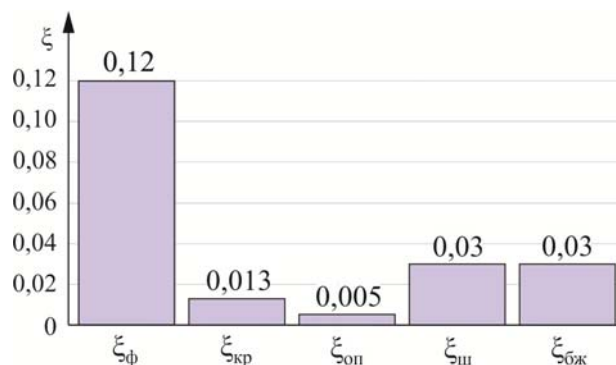


Рис. 1. Весовой анализ планера вертолета
Fig. 1. Weight analysis of the helicopter airframe

Относительная масса силовой установки

НВ вертолета является пятилопастным, с лонжеронами из алюминиевого сплава. Втулка стальная, шарнирная.

РВ вертолета выполнен на карданном подвесе и имеет три лопасти. Лонжероны лопастей также выполнены из алюминиевого сплава.

Результаты расчета приведенной мощности двигателей вертолета на расчетных режимах полета представлены в табл. 1.

Наибольшие значения $\bar{N}_{\text{НВ}}$ и $\bar{N}_{\text{дв пр}}$ реализуется на вираже. Следовательно, данный режим является расчетным для определения $\xi_{\text{дв}}$ и $\xi_{\text{гл.ред}}$.

Относительная масса силовой установки вертолета $\xi_{\text{су}} = 0,3241$. Значения составляющих $\xi_{\text{су}}$ представлены на рис. 2. Наибольшую относительную массу имеют НВ $\xi_{\text{НВ}}$ – 35,1 % от $\xi_{\text{су}}$, главный редуктор $\xi_{\text{гл.ред}}$ – 27,1 % и двигатели $\xi_{\text{дв}}$ – 16,9 %.

Таблица 1

Table 1

Расчет приведенной мощности двигателей вертолета
Calculation of the corrected power of helicopter engines

Параметры	Расчетные режимы полета				
	$H = 1\,050\text{ м};$ $V = 0\text{ км/ч};$ $n_y = 1$ (висение)	$H = 4\,500\text{ м};$ $V = 150\text{ км/ч};$ $n_y = 1$ (практический потолок)	$H = 500\text{ м};$ $V = 315\text{ км/ч};$ $n_y = 1$ (максимальная скорость)	$H = 500\text{ м};$ $V = 200\text{ км/ч};$ $n_y = 1,8$ (вираж)	$H = 500\text{ м};$ $V = 174,5\text{ км/ч};$ $n_y = 1$ (отказ одного двигателя)
$\overline{N}_{\text{инд}}$	—	0,0674	0,0231	0,0689	0,0384
$\overline{N}_{\text{пр}}$	—	0,0443	0,0904	0,0928	0,0477
$\overline{N}_{\text{вр}}$	—	0,0062	0,0859	0,0859	0,0146
$\overline{N}_{\text{нв}}$	0,1960	0,1179	0,1995	0,2476	0,1008
$K_{\text{др}}$	1	0,88	1	1	1
$\overline{N}_{\text{дв пр}}$	0,2689	0,2399	0,2422	0,3007	0,1251

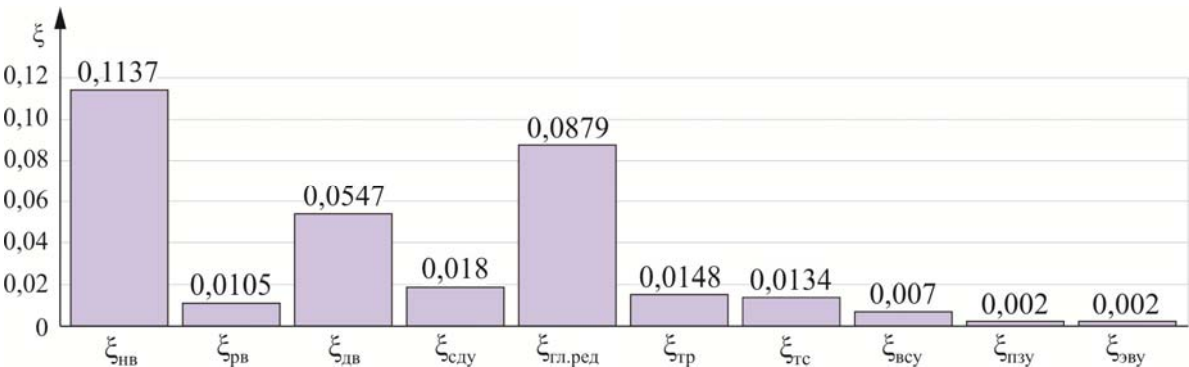


Рис. 2. Весовой анализ силовой установки вертолета

Fig. 2. Weight analysis of the helicopter power plant

Относительная масса систем вертолета

$\xi_c = 0,0705$. Весовой анализ систем вертолета представлен на рис. 3. Наибольшие относительные массы имеют $\xi_{\text{упр+тс}}$, составляющую 43,5 % от ξ_c , и $\xi_{\text{эо}}$ – 40,7 %.

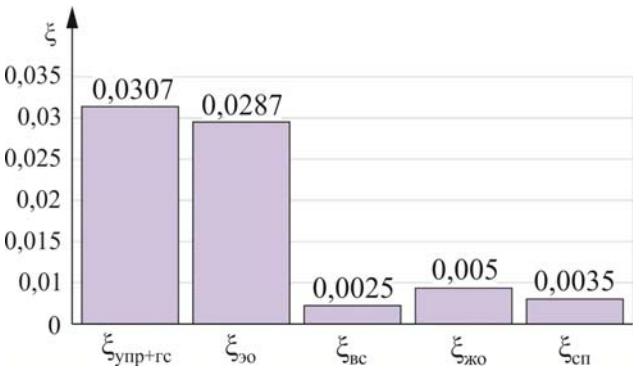


Рис. 3. Весовой анализ систем вертолета

Fig. 3. Weight analysis of helicopter systems

Относительная масса топлива

На этапе взлета и посадки $\Delta\xi_{\tau 1} = 0,0094$, полета в район цели и обратно – $\Delta\xi_{\tau 2} = 0,1235$, атаки наземной цели – $\Delta\xi_{\tau 3} = 0,0047$.

Следовательно, $\xi_{\tau} = 0,1638$.

Нормальная взлетная масса вертолета

По полученным $\xi_{\text{пл}}$, $\xi_{\text{су}}$, $\xi_{\text{с}}$ и ξ_{τ} с использованием уравнения существования (1) определена нормальная взлетная масса вертолета $m_0 = 10\,752$ кг. Взлетная масса Ми-24В с соответствующей полезной нагрузкой составляет 11 200 кг (абсолютная погрешность расчета 4 %).

Заключение

В работе предложена методика оценки взлетной массы современных боевых вертолетов с заданными летно-техническими характеристиками и техническими параметрами. Методика практически реализована в виде программы для ЭВМ. С использованием разработанной методики определена нормальная взлетная масса вертолета с летно-техническими характеристиками и техническими параметрами, соответствующими боевому вертолету, стоящему на вооружении. Результаты расчета являются удовлетворительными.

Результаты работы могут быть использованы:

- при обосновании тактико-технических и эксплуатационных требований к современным боевым вертолетам;
- проектировании боевых вертолетов;
- выборе направлений модернизаций и анализе взаимозависимости тактических, эксплуатационных и технических свойств боевых и транспортно-боевых вертолетов, стоящих на вооружении.

Список литературы

1. Болховитинов О.В., Вольнов И.И., Захарченко В.С. и др. Конструкция и прочность летательных аппаратов / Под ред. О.В. Болховитинова. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2004. 678 с.
2. Скопец Г.М. Внешнее проектирование авиационных комплексов: методологические аспекты. М.: ЛЕНАНД, 2021. 344 с.
3. Артамонов Б.Л., Заграничнов А.С., Лисовинов А.В. Тяжелый вертолет для арктической транспортной системы // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28, № 2. С. 52–68. DOI: 10.34759/vst-2021-2-52-68
4. Мышкин Л.В. Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 304 с.
5. Платунов В.С. Методология системных военно-научных исследований авиационных комплексов. М.: Дельта, 2005. 344 с.
6. 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
7. Лукьянов О.Е., Золотов Д.В. Методологическое обеспечение подготовки проектантов и операторов беспилотных летательных аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 1. С. 14–28. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-14-28
8. Schwinn D. Structural sizing of a rotorcraft fuselage using an integrated design approach / D. Schwinn, P. Weiland, M. Schmid, M. Buchwald [Электронный ресурс] // Proceedings of the 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Brazil, Belo Horizonte, 09–14 September 2018. 14 p. URL: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2018/data/papers/ICAS2018_0082_paper.pdf (дата обращения: 13.08.2024).

9. Павлов С.Н. Проектирование вертолетов. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1997. 140 с.

10. Акимов А.И., Берестов Л.М., Михеев Р.А. Летные испытания вертолетов. М.: Машиностроение, 1980. 400 с.

11. Браверман А.С., Вайнтриб А.П. Динамика вертолета. Предельные режимы полета. М.: Машиностроение, 1988. 278 с.

12. Ромасевич В.Ф., Самойлов Г.А. Практическая аэродинамика вертолетов. М.: Воениздат, 1980. 384 с.

13. Тищенко М.Н., Некрасов А.В., Радин А.С. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании. М.: Машиностроение, 1976. 368 с.

14. Жустрин Г.К., Кронштадтов В.В. Весовые характеристики вертолета и их предварительный расчет. М.: Машиностроение, 1978. 112 с.

15. Кривцов В.С., Карпов Я.С., Лосев Л.И. Проектирование вертолетов. Харьков: Национальный аэрокосмический университет «Харьковский авиационный институт», 2003. 344 с.

16. Володко А.М., Литвинов А.Л. Основы конструкции и технической эксплуатации одновинтовых вертолетов. М.: Военное издательство, 1986. 110 с.

17. Вильдбруге Л.С. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных. М.: Машиностроение, 1997. 152 с.

18. Тищенко М.Н. Выбор параметров вертолета на начальной стадии проектирования. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2011. 124 с.

19. Ece R., Ozturk F., Çobanoğlu M. Recent advancements in thermoplastic composite materials in aerospace industry [Электронный ресурс] // Journal of Thermoplastic Composite Materials. 2023. Vol. 37, iss. 9. 33 p. DOI: 10.1177/08927057231222820 (дата обращения: 13.08.2024).

20. Чуприков И.В., Попов С.А., Тарасов А.Л. Особенности математической модели динамики движения боевого вертолета по земле при выполнении руления [Электронный ресурс] // Воздушно-космические силы. Теория и практика. 2021. № 17. С. 150–160.

URL: <https://vva.mil.ru/upload/site21/JnYFuOSvmu.pdf> (дата обращения: 13.08.2024).

21. Kocjan J., Kachel S., Rogólski R. Helicopter main rotor blade parametric design for a preliminary aerodynamic analysis supported by CFD or panel method [Электронный ресурс] // Materials. 2022. Vol. 15, iss. 12. ID: 4275. DOI: 10.3390/ma15124275 (дата обращения: 13.08.2024).

22. Тарасов А.Л. Численное исследование особенностей обтекания вертолетных профилей в эксплуатационном диапазоне изменения углов атаки и чисел Маха // Труды МАИ. 2023. № 131. ID: 13. DOI: 10.34759/trd-2023-131-13

References

1. Bolkhovitinov, O.V., Volnov, I.I., Zakharchenko, V.S. et al. (2004). The design and strength of aircraft. Moscow: VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 678 p. (in Russian)

2. Skopets, G.M. (2021). External design of aviation complexes: methodological aspects. Moscow: LENAND, 344 p. (in Russian)

3. Artamonov, B.L., Zagranichnov, A.S., Lisovinov, A.V. (2021). Heavy helicopter for Arctic transport system. *Aerospace Mai Journal*, vol. 28, no. 2, pp. 52–68. DOI: 10.34759/vst-2021-2-52-68 (in Russian)

4. Myshkin, L.V. (2006). Prediction of the aviation technology development: theory and practice. Moscow: FIZMATLIT, 304 p. (in Russian)

5. Platunov, V.S. (2005). Methodology of systematic military scientific research of aviation complexes. Moscow: Delta, 344 p. (in Russian)

6. 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 (in Russian)

7. Lukyanov, O.E., Zolotov, D.V. (2021). Methodological support for the training of designers and operators of unmanned aerial vehicles. *Vestnik of Samara University. Aerospace*

and Mechanical Engineering, vol. 20, no. 1, pp. 14–28. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-14-28 (in Russian)

8. **Schwinn, D., Weiland, P., Schmid, M., Buchwald, M.** (2018). Structural sizing of a rotorcraft fuselage using an integrated design approach. In: *Proceedings of the 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, Belo Horizonte, Brazil, September 09–14, 14 p. Available at: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2018/data/papers/ICAS2018_0082_paper.pdf (accessed: 13.08.2024).

9. **Pavlov, S.N.** (1997). Helicopter design. Moscow: VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 140 p. (in Russian)

10. **Akimov, A.I., Berestov, L.M., Mikhnev, R.A.** (1980). Helicopter flight tests. Moscow: Mashinostroyeniye, 400 p. (in Russian)

11. **Braverman, A.S., Vaintrub, A.P.** (1988). Helicopter dynamics. Extreme flight modes. Moscow: Mashinostroyeniye, 278 p. (in Russian)

12. **Romasevich, V.F., Samoilov, G.A.** (1980). Practical helicopter aerodynamics. Moscow: Voenizdat, 384 p. (in Russian)

13. **Tishchenko, M.N., Nekrasov, A.V., Radin, A.S.** (1976). Helicopters. Selection of parameters during design. Moscow: Mashinostroyeniye, 368 p. (in Russian)

14. **Zhustrin, G.K., Kronshtadtov, V.V.** (1978). Helicopter weight characteristics and their preliminary calculation. Moscow: Mashinostroyeniye, 112 p. (in Russian)

15. **Krivtsov, V.S., Karpov, Ya.S., Losev, L.I.** (2003). Helicopter design. Kharkov: Natsionalnyy aerokosmicheskii universitet “Kharkovskiy aviatsionnyy institut”, 344 p. (in Russian)

16. **Volodko, A.M., Litvinov, A.L.** (1986). Fundamentals of the design and technical operation of single-rotor helicopters. Moscow: Voennoye izdatelstvo, 110 p. (in Russian)

17. **Vildbruge, L.S.** (1997). Helicopters. Calculation of integral aerodynamic characteristics and flight data. Moscow: Mashinostroyeniye, 152 p. (in Russian)

18. **Tishchenko, M.N.** (2011). Helicopter parameters selection at the initial design stage. Moscow: Izdatelstvovo MAI-PRINT, 124 p. (in Russian)

19. **Ece, R., Ozturk, F., Çobanoğlu, M.** (2023). Recent advancements in thermoplastic composite materials in aerospace industry. *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, vol. 37, issue 9, 33 p. DOI: 10.1177/08927057231222820 (accessed: 13.08.2024).

20. **Chuprikov, I.V., Popov, S.A., Tarasov, A.L.** (2021). Peculiarities of the combat helicopter movement dynamics mathematical model on the ground when taxiing. *Vozdushnokosmicheskiye sily. Teoriya i praktika*, no. 17, pp. 150–160. Available at: <https://vva.mil.ru/upload/site21/JnYFu0Svmu.pdf> (accessed: 13.08.2024). (in Russian)

21. **Kocjan, J., Kachel, S., Rogólski, R.** (2022). Helicopter main rotor blade parametric design for a preliminary aerodynamic analysis supported by CFD or panel method. *Materials*, vol. 15, issue 12. ID: 4275. DOI: 10.3390/ma15124275 (accessed: 13.08.2024).

22. **Tarasov, A.L.** (2023). Flow characteristics in the operational range angles of attack and mach numbers numerical investigation of helicopter airfoils. *Trudy MAI*, no. 131. ID: 13. DOI: 10.34759/trd-2023-131-13 (in Russian)

Сведения об авторах

Тарасов Андрей Леонидович, кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры конструкции и эксплуатации вертолетов и двигателей филиала Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» в г. Сызрани, Andreyt4884@mail.ru.

Прозоров Михаил Анатольевич, старший преподаватель кафедры конструкции и эксплуатации вертолетов и двигателей филиала Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» в г. Сызрани, Prozorovm1984@mail.ru.

Information about the authors

Andrey L. Tarasov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, the Head of the Department of Helicopter Design and Operation and Engines, Branch of the Air Force Military Educational and Scientific Centre Zhukovsky – Gagarin Air Force Academy, Syzran, Andreyt4884@mail.ru.

Michael A. Prozorov, Senior Lecturer, the Department of Helicopter Design and Operation and Engines, Branch of the Air Force Military Educational and Scientific Centre Zhukovsky – Gagarin Air Force Academy, Syzran, Prozorovm1984@mail.ru.

Поступила в редакцию	26.07.2024	Received	26.07.2024
Одобрена после рецензирования	19.08.2024	Approved after reviewing	19.08.2024
Принята в печать	26.09.2024	Accepted for publication	26.09.2024