

Научная статья

УДК 629.7.01, 539.4, 517.977

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184991>

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



Синтез законов индивидуального управления триммером и закрылком лопасти для раскрутки и торможения несущего винта вертолета в условиях ветра

Максим Владимирович Каргаев^{1, 2}

¹ Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Российская Федерация

² Национальный центр вертолетостроения им. М.Л. Миля и Н.И. Камова, Томилино,
Московская область, Российская Федерация
kargaev_mv@mail.ru

Аннотация. Предложена методика синтеза законов индивидуального управления триммером и закрылком лопасти для раскрутки и торможения несущего винта (НВ) вертолета в условиях ветра. В основу методики положена параметризация искомых законов управления триммером и закрылком лопасти и идентификация их параметров методом максимального правдоподобия. Приведены результаты моделирования раскрутки НВ в условиях ветра при различных величинах относительных хорд триммера и закрылка, а также определена эффективность указанных средств управления для модельной лопасти вертолета типа Ми-171А3.

Ключевые слова: лопасть несущего винта, ветровое нагружение, раскрутка и торможение несущего винта, управляемый закрылок, управляемый триммер, метод максимального правдоподобия, оптимизация управления, модифицированный метод Ньютона

Финансирование: исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 24-79-00045, <https://rscf.ru/project/24-79-00045/>

Для цитирования: Каргаев М.В. Синтез законов индивидуального управления триммером и закрылком лопасти для раскрутки и торможения несущего винта вертолета в условиях ветра // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 2. С. 56–65. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184991>

Original article

Synthesis of the Blade Trimmer and Flap Individual Control Laws for the Helicopter Main Rotor Spin-Up and Deceleration under the Wind Conditions

Maksim V. Kargaev^{1, 2}

¹ Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

² National Helicopter Center Mil & Kamov, Tomilino, Moscow region, Russian Federation
kargaev_mv@mail.ru

Abstract

The main rotor (MR) spin-up or deceleration under the wind conditions at the parking may cause damage of the helicopter blades or tail boom. The criterion characterizing the possibility of safely performing the specified modes

© Каргаев М.В., 2025

of operation of the helicopter is the limit wind speed, determined by the deflections of the blade end that occur during spin-up or deceleration. Two constructive ways for increasing the limit wind speed may be distinguished. These are an increase in the stiffness characteristics of the blade in the plane of its lowest rigidity; and the application of the individual blades controls. The first method is traditionally employed in the vast majority of cases, though it leads to an increase in the weight of the blades. The second method is being related to the promising ones and requires solving a considerable number of scientific, design and technological tasks.

The following means are usually considered as technical means for the blades individual control: controlled tips, flaps and trimmers; rods from a skewing machine with built-in drives; mechanical adders combined with a swashplate; piezoelectric sheaths, allowing to control the twist of the blade.

The presented article considers the similar problems of searching for the optimal control laws for the trimmer and flap of the MR blades. The desired control laws are represented in the form of linear splines, which parameters are being found by solving the identification problem. The vector of observations in the problems being solved corresponds to the deflections of the end of the blade, which occur during the MR spin-up or deceleration in the absence of the wind, and the model of the object is being determined by the equations of bending and torsional oscillations of the blades.

The author proposes to apply a controlled trimmer and a controlled flap in the design of the main rotor blade to compensate for wind disturbances during the spin-up or deceleration of the helicopter main rotor. Based on the adduced technique for synthesizing the individual control of the trimmer and the flap of the blade, a simulation spin-up of the MR under the wind conditions was performed at various values of the relative chords of the controls with a fixed limit on the maximum angle of their deflection.

The author demonstrates numerically that the controlled flap application while spin-up as a part of the model blade is 2.74 times effective for the Mi-171A3 type helicopter than the controlled trimmer application with the same relative chords. It allows increasing the limit wind speed from 18.6 m/s to 25.1 m/s (i.e. 35.1%) at the fixed limitation on the maximum deflection angle.

Keywords: main rotor blade, wind loading, the main rotor spin-up and deceleration, controlled flap, controlled trimmer, maximum likelihood method, control optimization, modified Newton's method

Funding: the research was carried out at the expense of a grant from the Russian Science Foundation № 24-79-00045, <https://rscf.ru/en/project/24-79-00045/>

For citation: Kargaev M.V. Synthesis of the Blade Trimmer and Flap Individual Control Laws for the Helicopter Main Rotor Spin-Up and Deceleration under the Wind Conditions. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(2):56-65. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184991>

List of Figures

Fig. 1. Design diagram of the blade during the main rotor spin-up and deceleration: *a* – MRB with controlled trimmer; *b* – MRB with controlled flap

Fig. 2. The MRB control diagram: *a* – by the trimmer; *b* – by the flap

Fig. 3. Dependencies of the blade end deflection on time for the specified computational cases

Fig. 4. The flap and trimmer control law by time

Fig. 5. Dependencies of the maximum deflections of the end of the blade during the spin-up of the MR on the magnitude of the wind gust $V_{\max}$ for the specified design cases: 1 – $y_{\bar{r}=1}$ without control; 2 – $y_{\bar{r}=1}$ with trimmer control at $\bar{b}_{tr} = 20\%$ and $\delta_{tr,\max} = 20^\circ$; 3 – $y_{\bar{r}=1}$ with flap control at $\bar{b}_{flap} = 10\%$ and $\bar{b}_{flap,\max} = 20^\circ$; 4 – $y_{\bar{r}=1}$ with flap control at $\bar{b}_{flap} = 20\%$ and $\delta_{tr,\max} = 20^\circ$; 5 – $y_{\bar{r}=1}$ with flap control at $\bar{b}_{flap} = 25\%$ and $\delta_{tr,\max} = 20^\circ$; 6 – the distance from the plane of rotation of the MR to the tail boom

Fig. 6. Dependencies of wind disturbances compensation efficiency: *a* – 1 – trimmer control with $\delta_{tr,\max} = 20^\circ$; 2 – flap control with $\delta_{tr,\max} = 20^\circ$; *b* – 1, 2, 3, 4 – trimmer control at $\bar{b}_{tr} = 10\%, 15\%, 20\%, 25\%$ accordingly; 5, 6, 7 – flap control at $\bar{b}_{flap} = 10\%, 20\%, 25\%$ accordingly

Введение

Раскрутка или торможение несущего винта в условиях ветра на стоянке может стать причиной повреждения лопастей или хвостовой балки вертолета [1]. Критерием, характеризующим возможность безопасного выполнения указанных режимов эксплуатации вертолета, является предельная скорость

ветра, определяемая возникающими при раскрутке или торможении прогибами конца лопасти. В качестве конструктивных способов по увеличению предельной скорости ветра можно выделить два – увеличение жесткостных характеристик лопасти в плоскости ее наименьшей жесткости [2]; применение индивидуальных средств управления лопастями

[3]. Первый способ традиционно применяется в подавляющем большинстве случаев, однако приводит к увеличению массы лопастей. Второй способ относится к перспективным и требует решения не малого количества научных, конструкторских и технологических задач.

В качестве технических средств индивидуального управления лопастями обычно рассматриваются: управляемые законцовки [3, 4], закрылки [5] и триммеры [6]; тяги от автомата перекося со встроенными в них приводами [7]; механические сумматоры [8], совмещенные с автоматом перекося; обшивки из пьезоэлектрического материала [8], позволяющие управлять круткой лопасти.

Применение закрылков в качестве средства индивидуального управления лопастями несущего винта обычно используется для снижения уровней шума и вибраций вертолета в полете [9]. Наиболее перспективными представляются системы, построенные на механическом управлении закрылками. Среди механических приводов встречаются электроприводы, пневмоприводы, пьезоэлементы. Интересна конструкция, построенная на концепции непрерывного закрылка [10]. Разнообразие работ по созданию лопастей с активными закрылками объясняется преимуществами данного направления.

Примеры использования триммеров в качестве активных элементов управления лопастью приведены в работах [11, 12]. Для режимов висения и горизонтального полета на малых скоростях решена задача снижения махового движения лопастей и сопутствующего снижения величин переменных нагрузок, действующих на лопасти, втулку несущего винта и автомат перекося в полете.

Задача оптимального управления бесщелевой законцовкой лопастей НВ применительно к задачам раскрутки и торможения несущего винта в условиях ветра решена в работе [3]. В настоящей работе рассматриваются аналогичные задачи поиска законов оптимального управления триммером и закрылком лопастей НВ. Искомые законы управления представляются в виде линейных сплайнов [13, 14], параметры которых находятся путем решения задачи идентификации [15–17]. Вектор наблюдений в решаемых задачах соответствует прогибам конца лопасти, имеющим место при раскрутке или торможении НВ в условиях отсутствия ветра, а модель объекта определяется уравнениями изгибно-крутильных колебаний лопастей [1].

Исходные уравнения

Для решения задач синтеза оптимального индивидуального управления лопастями НВ воспользуемся системой дифференциальных уравнений,

полученной в работе [1]. В отличие от [1, 3] рассмотрим лопасти с управляемым триммером и закрылком. Расчетная схема лопасти с управляемым триммером приведена на рис. 1,а, а с управляемым закрылком – на рис. 1,б. Соответствующие схемы управления лопастями приведены на рис. 2,а и б.

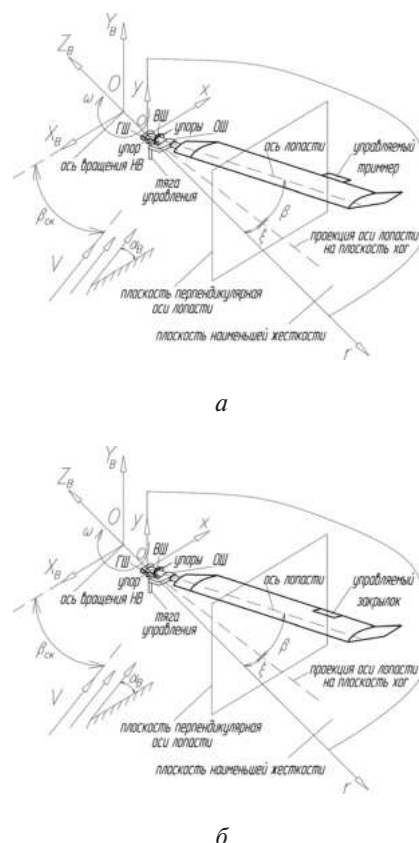


Рис. 1. Расчетная схема лопасти при раскрутке и торможении несущего винта:
а – ЛНВ с управляемым триммером;
б – ЛНВ с управляемым закрылком

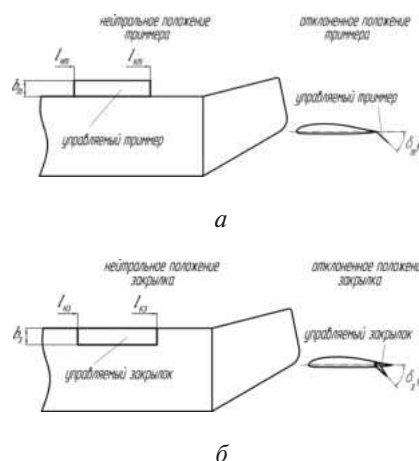


Рис. 2. Схема управления ЛНВ: а – триммером;
б – закрылком

Система дифференциальных уравнений для лопасти несущего винта (ЛНВ) при любом из рассматриваемых способов управления имеет вид [1]:

$$\begin{aligned} m\ddot{y} + (EI_x y'')'' + \frac{3}{2}(EI_x y'' y'^2)'' - (T_y y')' - (N_{\text{цб}} y')' - (N_y)' - \\ - Y_n \left(1 - \frac{y'^2}{2}\right) + mg - mx_{\text{цт}} \ddot{\varphi} + \omega^2 (mx_{\text{цт}} r \varphi)' = 0; \\ m\ddot{x} + (EI_y x'')'' + \frac{3}{2}(EI_y x'' x'^2)'' - (T_x x')' - (N_{\text{цб}} x')' - \\ - (N_x)' - X_n \left(1 - \frac{x'^2}{2}\right) - \omega^2 mx = 0; \\ I_m \ddot{\varphi} - [GI_{\text{кр}} \varphi']' + \omega^2 (I_{my} - I_{mx}) \varphi - \omega^2 mx_{\text{цт}} r [y + x_{\text{цт}} \varphi]' - \\ - mx_{\text{цт}} \ddot{y} - M_{\text{аэп}} = 0. \end{aligned} \quad (1)$$

Символом « $\ddot{}$ » обозначено дифференцирование по времени t , а символом « $'$ » — по продольной координате r .

Граничные условия для уравнений (1) определяются [1] выражениями (2).

В уравнениях (1) и граничных условиях (2) обозначено: EI_x — жесткость лопасти в плоскости наименьшей жесткости; EI_y — жесткость лопасти в плоскости наибольшей жесткости; $GI_{\text{кр}}$ — жесткость лопасти на кручение; I_{mx} и I_{my} — массовые моменты инерции сечений лопасти относительно ее главных осей инерции; I_m — массовый момент инерции сечений лопасти относительно оси, проходящей через линию центров жесткости сечений; x — перемещения элементов лопасти в плоскости наибольшей жесткости; y — перемещения элементов лопасти в плоскости наименьшей жесткости; φ — угол упругого закручивания рассматриваемого сечения лопасти; r — расстояние от оси вращения до рассматриваемого сечения лопасти; g — ускорение свободного падения; m — погонная масса лопасти; ω — угловая скорость вращения несущего винта; $x_{\text{цт}}$ — расстояния от центра жесткости до центра тяжести в сечениях лопасти (положительным считается смещение центра тяжести к задней кромке лопасти); l — расстояние от оси горизонтального шарнира (ГШ) до конца недеформированной лопасти; $r_{\text{вш}}$ — расстояние от оси вращения НВ до оси вертикального шарнира (ВШ);

$\varphi_0 = M_{\text{кр}}(r_{\text{упр}})/C_{\text{упр}}$ — поворот лопасти в осевом шарнире (ОШ) вследствие деформаций системы управления НВ; $M_{\text{кр}}(r_{\text{упр}})$ — крутящий момент в сечении крепления тяги системы управления; $r_{\text{упр}}$ — продольная координата сечения в котором крепится тяга поворота лопасти; $C_{\text{упр}}$ — жесткость системы управления.

Погонные аэродинамические силы и момент, а также инерционные силы [1], определяются выражениями:

$$\begin{aligned} Y_n &= \frac{1}{2} \rho b (c_y V_x + c_x V_y) U + \pi \rho b \left(\frac{3}{4} b - x_0 \right) U \dot{\varphi}; \\ X_n &= \frac{1}{2} \rho b (c_x V_x - c_y V_y) U - \pi \rho b \left(\frac{3}{4} b - x_0 \right) U \dot{\varphi}; \\ M_{\text{аэп}} &= x_0 Y_n + \frac{1}{2} \rho b \left(m_z b U - \frac{\pi}{8} b^2 \dot{\varphi} \right) U; \\ T_y &= \int_r^l Y_n y' dr; T_x = \int_r^l X_n x' dr; N = \int_r^l 2 \omega x m dr; N_{\text{цб}} = \int_r^l m \omega^2 r dr, \end{aligned}$$

где x_0 — расстояние от передней кромки до оси жесткости лопасти; ρ — плотность воздуха; b — хорда лопасти в рассматриваемом сечении; c_y , c_x и m_z — аэродинамические коэффициенты подъемной силы, силы сопротивления и крутящего момента; V_x , V_y и U — взаимно перпендикулярные составляющие относительной скорости потока, лежащие в плоскости, нормальной к оси лопасти (причем V_x параллельна плоскости наибольшей жесткости лопасти, а V_y перпендикулярна V_x), и суммарная величина относительной скорости потока, обтекающая рассматриваемый профиль в плоскости, нормальной к упругой оси лопасти.

Величина относительной скорости U определяется через ее составляющие по формулам:

$$U = \sqrt{V_x^2 + V_y^2},$$

где

$$\begin{aligned} V_x &= V \cos \alpha_{\text{в}} \sin(\beta_{\text{ск}} + \psi + \xi - \chi_{\text{л}}) + \omega(r \cos \beta + r_{\text{ГШ}}); \\ V_y &= V \sin \alpha_{\text{в}} \cos(\beta_0 + \beta) - V \cos \alpha_{\text{в}} \cos(\beta_{\text{ск}} + \psi + \xi - \chi_{\text{л}}) \times \\ &\quad \times \sin(\beta_0 + \beta) - V \cos \alpha_{\text{в}} \gamma \cos \psi \cos(\beta_0 + \beta) + v_{\text{инд}} - \dot{y}. \end{aligned}$$

Здесь V — скорость ветра; $\alpha_{\text{в}}$ — угол атаки ветра, то есть угол между вектором скорости ветра и

$$\begin{aligned} y_{r=0} = 0 \text{ и } y'_{r=0} = 0; y_{r=l} = 0 \text{ и } (EI_x y'')_{r=l} = 0; (EI_x y'')_{r=l} = 0 \text{ и } (EI_x y'')'_{r=l} = 0; \\ x_{r=r_{\text{вш}}} = 0 \text{ и } x'_{r=r_{\text{вш}}} = 0; x_{r=r_{\text{вш}}} = 0 \text{ и } (EI_y x'')_{r=r_{\text{вш}}} = 0; (EI_y x'')_{r=l} = 0 \text{ и } (EI_y x'')'_{r=l} = 0; \\ (GI_{\text{кр}} \varphi')_{r=r_{\text{упр}}} = C_{\text{упр}} \varphi_0, (GI_{\text{кр}} \varphi')_{r=l} = 0. \end{aligned} \quad (2)$$

плоскостью наибольшей жесткости лопасти; ψ – азимут лопасти; $\beta_{\text{ск}}$ – угол между горизонтальной проекцией вектора скорости и продольной плоскостью вертолета; β_0 – угол наклона упора ГШ; $\beta = y'(0)$ – угол взмаха лопасти; $\xi = x'(r_{\text{ВШ}})/x'$ – угол качания лопасти/углы поворота лопасти в плоскости наибольшей жесткости; $\chi_{\text{л}}$ – стреловидность лопасти по передней кромке; $r_{\text{ГШ}}$ – расстояние от оси вращения НВ до оси ГШ; $v_{\text{инд}}$ – индуктивная скорость в рассматриваемом сечении лопасти; γ – продольный угол заклинивания вала НВ.

В отличие от аэродинамических коэффициентов из работы [1], в соответствии с рис. 1 и 2, аэродинамические коэффициенты c_y , c_x и m_z для лопасти с управляемым триммером, определяются по формулам [18]:

$$c_y = c_{y,n} + \Delta c_{y,m} k_{1,m}; c_x = c_{x,n} + \Delta c_{x,m} k_{2,m};$$

$$m_z = m_{z,n} + \Delta m_{z,m} k_{3,m};$$

$$\Delta c_{y,m} = 0,0074(-3,2 - 0,68\delta_{\text{хв}} + \delta_m) \sqrt{\bar{b}_m};$$

$$k_{1,m} = 1,07e^{-0,1\alpha_r^2};$$

$$\Delta c_{x,m} = 3 \cdot 10^{-5} \left[0,005(3\delta_{\text{хв}} - \delta_m)^2 - 1 \right] \bar{b}_m^2;$$

$$k_{2,m} = 1 + 0,0007(\alpha_r - 3)^3;$$

$$\Delta m_{z,m} = -0,0047(-1,7 - 0,83\delta_{\text{хв}} + \delta_m) \sqrt{\bar{b}_m};$$

$$k_{3,m} = 1,07e^{-0,1\alpha_r^2};$$

$$\delta_m = \begin{cases} 0, & r < l_{\text{нт}}; \\ \delta_{\text{т}}(t), & l_{\text{нт}} \leq r < l_{\text{кт}}; \\ 0, & r \geq l_{\text{кт}} \end{cases}$$

для лопасти с управляемым закрылком – по формулам работы [19]:

$$c_y = c_{y,n} + \Delta c_{y,3} k_{1,3}; c_x = c_{x,n} + \Delta c_{x,3} k_{2,3};$$

$$m_z = m_{z,n} + \Delta m_{z,3} k_{3,3};$$

$$\Delta c_{y,3} = 0,008324\delta_3 \sqrt{\bar{b}_3};$$

$$k_{1,3} = -0,0001868\alpha_r^3 + 0,001823\alpha_r^2 - 0,001975\alpha_r + 1,011;$$

$$\Delta c_{x,3} = 10^{-8} \left[5,463\delta_3^2 + 17,3\delta_3 \right] \bar{b}_3^2;$$

$$k_{2,3} = -0,001601\alpha_r^3 - 0,01521\alpha_r^2 + 0,1162\alpha_r + 0,6858;$$

$$\Delta m_{z,3} = -75,84 \cdot 10^{-5} \delta_3 \sqrt{\bar{b}_3};$$

$$k_{3,3} = -9,264 \cdot 10^{-5} \alpha_r^3 - 0,001057 \alpha_r^2 + 0,02067 \alpha_r + 0,9515;$$

$$\delta_3 = \begin{cases} 0, & r < l_{\text{нз}}; \\ \delta_3(t), & l_{\text{нз}} \leq r < l_{\text{кз}}; \\ 0, & r \geq l_{\text{кз}}. \end{cases}$$

Здесь соответственно: $\delta_{\text{т}}(t)$ и $\delta_3(t)$ – задаваемые управлением законы изменения углового отклонения триммера и закрылка; $l_{\text{нт}}$ и $l_{\text{нз}}$ – расстояния от оси ГШ до начального сечения управляемого триммера и закрылка; $l_{\text{кт}}$ и $l_{\text{кз}}$ – расстояния от оси ГШ до конечного сечения управляемого триммера и закрылка; $\bar{b}_{\text{т}}$ и $\bar{b}_3$ – относительные хорды триммера и закрылка. Коэффициенты $c_{y,n}$, $c_{x,n}$ и $m_{z,n}$ определяются по результатам круговых продувок профилей при соответствующих числах Маха $M = U/a_{\text{зв}}$ и углах атаки сечений лопасти α_r .

Углы атаки для лопасти с управляемым триммером/закрылком определяются по формуле $\alpha_r = \alpha + \beta_{\text{пр}}$, где

$$\alpha = \theta_0 - \theta_1 \sin \psi - \theta_2 \cos \psi - k\beta + \varphi + \frac{M_{\text{кр}}(r_{\text{упр}})}{C_{\text{упр}}};$$

$$\beta_{\text{пр}} = \arctg \frac{V_y}{V_x} \approx \frac{V_y}{V_x}, V_x > 0;$$

$$\beta_{\text{пр}} = \pi + \arctg \frac{V_y}{V_x} \approx \pi + \frac{V_y}{V_x}, V_x < 0.$$

Здесь α – геометрический угол атаки рассматриваемого сечения лопасти; $\beta_{\text{пр}}$ – угол притекания потока; θ_0 – угол «общего шага»; θ_1 и θ_2 – углы циклического управления углом установки лопасти, вызываемые наклоном тарелки автомата перекося; k – коэффициент компенсатора взмаха; $\Delta\varphi_{\text{кр}}$ – угол геометрической крутки рассматриваемого сечения лопасти.

Постановка задачи синтеза оптимального управления триммером и закрылком

Синтез законов оптимального управления триммером и закрылком лопастей при раскрутке или торможении несущего винта в условиях ветра будем выполнять по методу, изложенному в работе [3].

Искомые законы управления $\delta_{\text{т}}(t)$ и $\delta_3(t)$ будем так же, как и в работе [3], представлять в виде линейных сплайнов [14], задаваемых через последовательности узловых точек $(t_1, \delta_{\text{т}}(t_1))$, $(t_2, \delta_{\text{т}}(t_2))$, ..., $(t_n, \delta_{\text{т}}(t_n))$ и $(t_1, \delta_3(t_1))$, $(t_2, \delta_3(t_2))$, ..., $(t_n, \delta_3(t_n))$ соответственно, где n – число узловых точек. Тогда в состав вектора a неизвестных параметров для

каждого такого сплайна входят $2n - 2$ параметра, подлежащие идентификации, а именно: значения задаваемых угловых отклонений триммера $\delta_T(t_j)$ или закрылка $\delta_3(t_j)$ в узловых точках, а также моменты времени $t_j, j = 2, 3, \dots, n - 1$. При этом неизвестные параметры вектора a рассматриваются как случайные величины с известной априорной плотностью распределения, которую можно уточнить по результатам наблюдений $z(t_i), i = 1, 2, \dots, N$, где N – число наблюдений.

Оценки вектора идентифицируемых параметров $\hat{a}$ находятся [20] из рекуррентного соотношения:

$$\hat{a}_{k+1} = a_k - \left(\frac{d^2 J(a_k)}{da_k^2} \right)^{-1} \frac{dJ(a_k)}{da_k}. \quad (3)$$

Функционал максимального правдоподобия $J(a)$, при допущении о нормальности закона распределения погрешностей наблюдений, имеет вид:

$$J(a) = \sum_{i=1}^N \left[(z(t_i) - \hat{z}(t_i, a))^T R^{-1}(t_i) (z(t_i) - \hat{z}(t_i, a)) \right]. \quad (4)$$

Здесь применительно к поставленным задачам принято: $z(t_i) = y_{\bar{r}=1}(t_i)$ – вектор наблюдений, значения которого равны прогибам конца лопасти при раскрутке или торможении несущего винта в условиях отсутствия ветра; $\hat{z}(t_i, a) = y_{\bar{r}=1}(t_i, a)$ – оценка прогноза вектора наблюдений, значения которого равны прогибам конца лопасти при раскрутке или торможении несущего винта в условиях ветра, при фиксированном значении вектора параметров a ; $R(t_i) = E$ – дисперсионная матрица шумов наблюдений. Вектор наблюдений $z(t_i) = y_{\bar{r}=1}(t_i)$ и оценка вектора наблюдений $\hat{z}(t_i, a) = y_{\bar{r}=1}(t_i, a)$ (векторы состоят из одного элемента, а именно, прогиба конца лопасти) могут быть получены из численного решения уравнений (1) с граничными условиями (2) по методу [1] для $t \in [t_1, t_N]$, в таком случае дисперсионная матрица шумов наблюдений может быть принята равной единице. Таким образом, уравнения (1) для алгоритма оптимизации являются моделью объекта, а модель наблюдений описана выше.

Первая и вторая производные функционала (4) по вектору параметров $a_k, k = 1, 2, \dots, m$, где m – число итераций процесса идентификации, определяются в соответствии с модифицированным методом Ньютона [20] выражениями:

$$\begin{aligned} \frac{dJ(a_k)}{da_k} &= -2 \sum_{i=1}^N \frac{dz^T(t_i, a_k)}{da_k} R^{-1}(t_i) (z(t_i) - \hat{z}(t_i, a_k)); \\ \frac{d^2 J(a_k)}{da_k^2} &= 2 \sum_{i=1}^N \frac{dz^T(t_i, a_k)}{da_k} R^{-1}(t_i) \frac{d\hat{z}(t_i, a_k)}{da_k}. \end{aligned}$$

Компоненты вектора производной оценки вектора наблюдений по вектору идентифицируемых параметров a_k определяются [20, 21] численно для моментов времени $t_i, i = 1, 2, \dots, N$ по формулам:

$$\begin{aligned} \frac{d\hat{z}(t_i, a_k)}{da_k} &= \left[\frac{\partial \hat{z}(t_i, a_k)}{\partial a_{k,1}}, \frac{\partial \hat{z}(t_i, a_k)}{\partial a_{k,2}}, \dots, \frac{\partial \hat{z}(t_i, a_k)}{\partial a_{k,2n-2}} \right]_{1 \times 2n-1}; \\ \frac{\partial \hat{z}(t_i, a_k)}{\partial a_{k,j}} &= \frac{\hat{z}(t_i, a_k + \varepsilon e_j) - \hat{z}(t_i, a_k)}{\varepsilon}, \end{aligned}$$

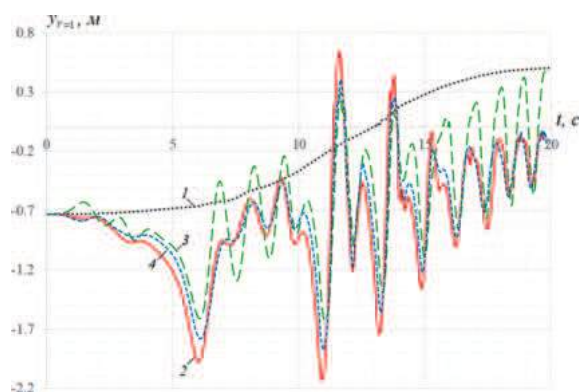
где e_j – вектор размерности $2n - 2$, все элементы которого равны нулю за исключением j -го элемента, который равен 1; ε – малое число, обычно задаваемое на уровне 0,001...0,1% от номинального значения параметров $a_{k,j}$.

Окончание процесса идентификации определяется условием $|\hat{a}_{k+1} - \hat{a}_k| < \delta |\hat{a}_k|$, где $\delta = 0,005 \dots 0,02$.

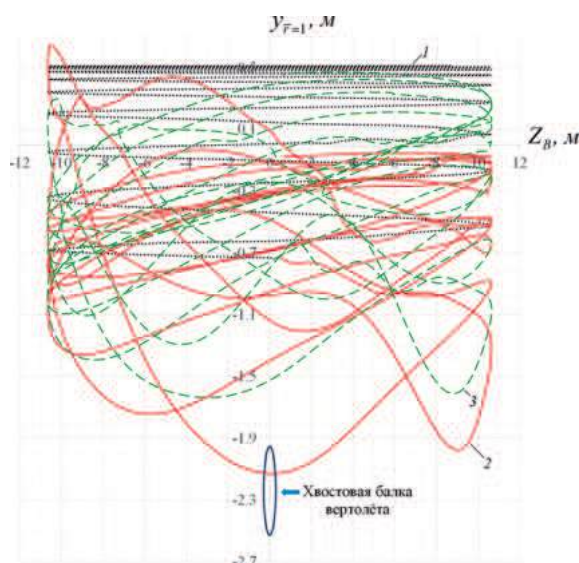
Результаты численных расчетов

Исследование эффективности применения триммеров и закрылков в качестве средств индивидуального управления ЛНВ для компенсации ветровых возмущений при раскрутке НВ в условиях ветра выполнено применительно к вертолету типа Ми-171А3. Законы управления триммером и закрылком получены путем идентификации их параметров с помощью рекуррентного соотношения (3) на базе решения уравнений (1) с граничными условиями (2) по методу, рассмотренному в работе [1].

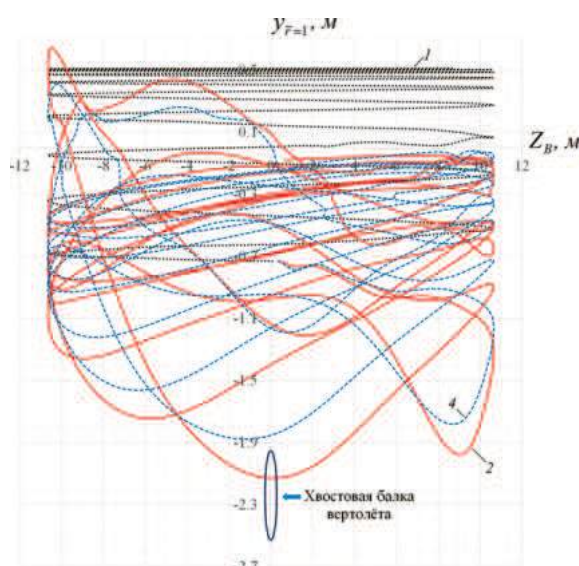
Результаты расчетов перемещений конца лопасти при раскрутке НВ в условиях «ступенчатого» порыва ветра с максимальными скоростями $V_{\max} = 0, 20$ м/с, действующего на протяжении всего времени раскрутки винта, при угле ветра к горизонту $\alpha_v = -15^\circ$, угле общего шага $\theta_0 = 4^\circ$, при нейтральном положении кольца автомата перекося, во временной зависимости приведены на рис. 3, а, где обозначения кривых соответствуют расчетным случаям: 1 – $\psi_0 = 0^\circ$, раскрутка без ветра; 2 – $\psi_0 \approx -178^\circ$, без управления, ветер с $V_{\max} = 20$ м/с в направлении $\beta_{\text{СК}} = 178^\circ$; 3 – $\psi_0 \approx -178^\circ$, управление закрылком с $\bar{b}_3 = 25\%$, имеющем ограничение на $\delta_{3 \max} = 20^\circ$, ветер с $V_{\max} = 20$ м/с в направлении $\beta_{\text{СК}} = 178^\circ$; 4 – $\psi_0 \approx -178^\circ$, управление триммером с $\bar{b}_T = 20\%$, имеющем ограничение на $\delta_{T \max} = 20^\circ$, ветер с $V_{\max} = 20$ м/с в направлении $\beta_{\text{СК}} = 178^\circ$. Направления ветра $\beta_{\text{СК}}$ и начальные азимутальные положения лопасти ψ_0 определены по результатам численных экспериментов исходя из достижения максимальных перемещений конца лопасти на участке ее траектории, соответствующем азимутальному положению хвостовой балки вертолета. Те же зависимости (обозначения сохранены) в бо-



а



б



в

Рис. 3. Зависимости изменения прогибов конца лопасти от времени для заданных расчетных случаев

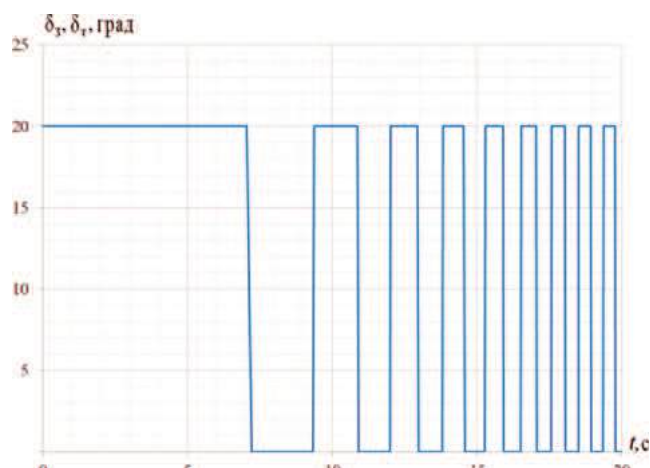


Рис. 4. Закон управления закрылком и триммером по времени

ковой проекции, соответствующей виду на вертолет сзади, приведены на рис. 3,б и в.

Соответствующий расчетным случаям 3 и 4 закон управления закрылком и триммером с ограничением по управлению $\delta_{z \max} = \delta_{t \max} = 20^\circ$ приведен на рис. 4.

Из рассмотрения зависимостей, приведенных на рис. 3 можно сделать вывод о том, что эффективность управляемого закрылка выше, чем управляемого триммера. Полученные предложенной методикой идентификации законы управления закрылком и триммером совпали для всех рассмотренных скоростей ветра на каждом временном интервале. Это объясняется одинаковым расположением закрылка и триммера на модельной лопасти от $\bar{r} = 0,758$ до $\bar{r} = 0,834$. Характер изменения угловых положений закрылка и триммера при управлении лопастью (рис. 4) описывается периодической функцией типа меандр. Равенство их предельных угловых отклонений на всех рассмотренных временных интервалах свидетельствует о недостаточной эффективности данных средств управления.

Зависимости от величины порыва ветра максимальных за раскрутку НВ прогибов конца лопасти на участке ее траектории, соответствующем азимутальному положению хвостовой балки вертолета без индивидуального управления лопастью и с управлением триммером и закрылком, приведены на рис. 5 (для рассматриваемых «наихудших» расчетных случаев).

Как видно из рис. 5 предельные скорости ветра, при которых прогиб конца лопасти становится равным расстоянию от плоскости вращения НВ до хвостовой балки, для заданных расчетных случаев составляют соответственно величины порядка: 1 – 18,6 м/с; 2 – 21 м/с; 3 – 22,6 м/с; 4 – 24,3 м/с; 5 – 25,1 м/с.

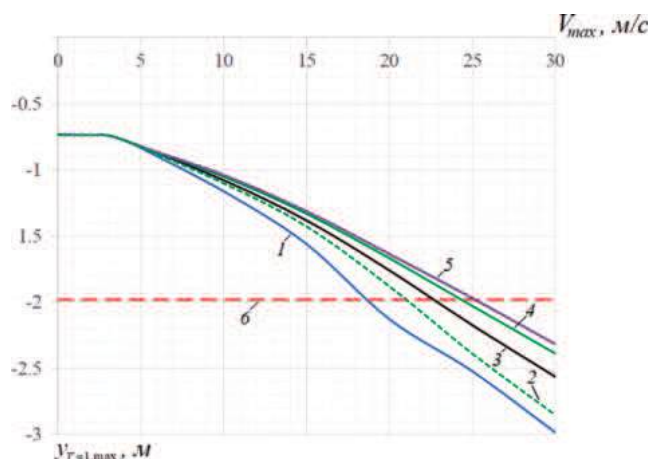
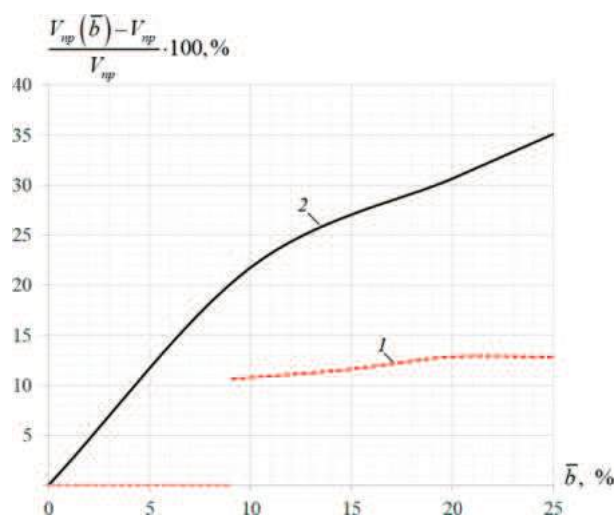


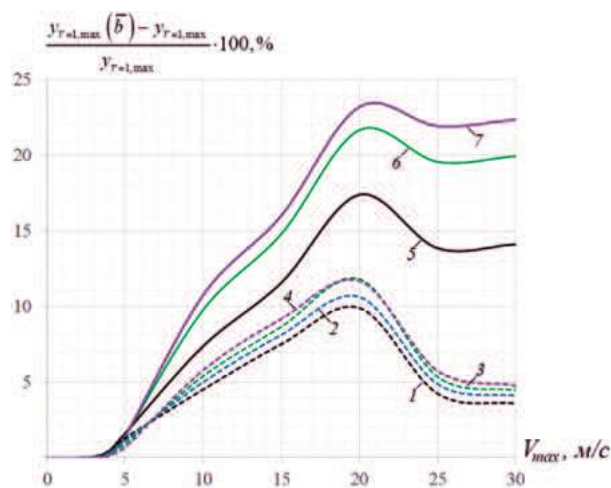
Рис. 5. Зависимости максимальных за раскрутку НВ прогибов конца лопасти от величины порыва ветра $V_{\max}$ для заданных расчетных случаев:
 1 – $y_{r=l,\max}$ без управления;
 2 – $y_{r=l,\max}$ с управлением триммером при $\bar{b}_T = 20\%$ и $\delta_{T\max} = 20^\circ$;
 3 – $y_{r=l,\max}$ с управлением закрылком при $\bar{b}_3 = 10\%$ и $\delta_{3\max} = 20^\circ$;
 4 – $y_{r=l,\max}$ с управлением закрылком при $\bar{b}_3 = 20\%$ и $\delta_{3\max} = 20^\circ$;
 5 – $y_{r=l,\max}$ с управлением закрылком при $\bar{b}_3 = 25\%$ и $\delta_{3\max} = 20^\circ$;
 6 – расстояние от плоскости вращения НВ до хвостовой балки

Зависимости эффективности компенсации ветровых возмущений за счет использования управляемого триммера и управляемого закрылка при раскрутке НВ от их относительной хорды при ограничениях на максимальный угол их отклонения $\delta_{3\max} = \delta_{T\max} = 20^\circ$ и порыва ветра $V_{\max}$, приведены на рис. 6,а и 6,б соответственно.

Практически более значима зависимость, приведенная на рис. 6,а, из которой следует, что наибольшая эффективность компенсации ветровых возмущений управляемым триммером лопасти при раскрутке НВ вертолета типа Ми-171А3 составила 12,8 % при $\bar{b}_T = 20\%$, а при управлении закрылком – 35,1 % при $\bar{b}_3 = 25\%$. Таким образом, эффективность управления закрылком при $\bar{b}_3 = \bar{b}_T = 25\%$ в 2,74 раза выше эффективности управления триммером. Это может быть обусловлено тем, что при увеличении относительной хорды триммера увеличивается и хорда «составного» профиля, что приводит к незначительному изменению деформаций лопасти от действия аэродинамических сил и моментов. При этом в случае изменения относительной хорды закрылка хорда «составного» профиля остается неизменной, что приводит к большему изменению крутильных и линейных деформаций лопасти от действия аэродинамических моментов и сил. Отметим, что ломаный характер зависимости эф-



а



б

Рис. 6. Зависимости эффективности компенсации ветровых возмущений:

- а – 1 – управление триммером с $\delta_{T\max} = 20^\circ$;
 2 – управление закрылком с $\delta_{3\max} = 20^\circ$;
 б – 1, 2, 3, 4 – управление триммером с $\bar{b}_T = 10\%$, 15%, 20 %, 25% соответственно;
 5, 6, 7 – управление закрылком с $\bar{b}_3 = 10\%$, 20%, 25% соответственно

фективности управления триммером, приведенной на рис. 6,а, обусловлен наличием в конструкции базовой модельной лопасти (без средств индивидуального управления) триммерных пластин с $\bar{b}_T = 9,09\%$. Также видно, что дальнейшее увеличение относительной хорды триммера свыше $\bar{b}_T = 20\%$ приводит к падению эффективности управления, в то время как эффективность управления закрылком монотонно растет с увеличением его относительной хорды $\bar{b}_3$.

Зависимости, приведенные на рис. 6,б, свидетельствуют о снижении эффективности компенсации ветровых возмущений после превышения

некоторой величины порыва ветра при любых (из рассмотренного диапазона) относительных хордах триммера и закрылка.

Выводы

1. Предложено использование управляемого триммера и управляемого закрылка в конструкции лопасти НВ для компенсации ветровых возмущений при раскрутке и торможении несущего винта вертолета.

2. На базе изложенной методики синтеза индивидуального управления триммером и закрылком лопасти выполнено моделирование раскрутки НВ в условиях ветра при различных величинах относительных хорд средств управления при фиксированном ограничении на максимальный угол их отклонения.

3. Численно показано, что при раскрутке НВ для вертолета типа Ми-171А3 использование в составе модельной лопасти управляемого закрылка в 2,74 раза эффективнее управляемого триммера при их одинаковых относительных хордах и позволяет увеличить предельную скорость ветра с 18,6 м/с до 25,1 м/с (на 35,1%) при фиксированном ограничении на максимальный угол отклонения $\delta_{3\max} = 20^\circ$.

Список источников

1. Каргаев М.В. Расчет совместных изгибно-крутильных колебаний лопасти при раскрутке и торможении несущего винта вертолета в условиях ветра // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 4. С. 101–112. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=183588>
2. Каргаев М.В., Мироненко Л.А. Расчет изгибных напряжений в незашвартованной лопасти вертолета, обдуваемой ветровым потоком // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 3. С. 34–43.
3. Каргаев М.В., Корсун О.Н. Синтез законов оптимального управления законцовкой лопасти для раскрутки и торможения несущего винта вертолета в условиях ветра // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 1. С. 92–101. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184452>
4. Амирьянц Г.А., Зиченков М.Ч., Калабухов С.И. и др. Аэроупругость / Под ред. П.Г. Карклэ. М.: Инновационное машиностроение, 2019. 650 с.
5. Стейл Р., Диизи Ф., Баракос Дж. и др. Моделирование обтекания отсека лопасти с аэроупругим закрылком с одной степенью свободы // Известия вузов. Авиационная техника. 2015. № 2. С. 54–59.
6. Еремин М.М., Борисов Е.А. Лопасть несущего винта вертолета. Патент RU 2662591 С1. Бюл. № 21, 26.07.2018.
7. Вертолеты: Труды ОКБ МВЗ им. М.Л. Миля. Вып. 2 / Под ред. А.Г. Самусенко. М.: Машиностроение-Полет, 2012. 334 с.
8. Анимича В.А., Борисов Е.А., Крицкий Б.С. и др. Анализ расчетно-экспериментальных исследований по системам индивидуального управления лопастями винта вертолета // Труды МАИ. 2016. № 85. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=65452>
9. Вертолеты: Труды ОКБ МВЗ им. М.Л. Миля. Вып. 3 / Под ред. Н.С. Павленко. М.: Машиностроение-Полет, 2018. 327 с.
10. Thornburgh R.P., Kreshock A.R., Wilbur M.L. et al. Continuous trailing-edge flaps for primary flight control of a helicopter main rotor // 70th Annual Forum of the American Helicopter Society (20–24 May 2014; Montreal, Québec, Canada). DOI: 10.4050/f-0070-2014-9421
11. Еремин М.М., Климова А.А., Лисейкин Г.В. Исследование в АДТ демонстратора активной системы управления маховым движением лопасти несущего винта вертолета на основе индивидуального управления лопастями с помощью триммеров с пьезоэлектрическими приводами // Модели и методы аэродинамики: Материалы XXIII Международной школы-семинара (05–09 июня 2023; Жуковский). Жуковский: Изд. отдел ЦАГИ, 2023. С. 29–31.
12. Еремин М.М., Лисейкин Г.В., Неделько Д.В. Исследование в АДТ действующего макета невращающейся лопасти несущего винта вертолета, оснащенной активной системой индивидуального управления на основе триммеров с пьезоэлектрическими приводами // Ученые записки ЦАГИ. 2023. Т. LIV. № 6. С. 62–71.
13. Корсун О.Н., Стуловский А.В. Восстановление параметров движения летательного аппарата с использованием алгоритмов оптимального управления // Известия РАН. Теория и системы управления. 2023. № 1. С. 44–55. DOI: 10.31857/S0002338823010055
14. Вермель В.Д. Основы вычислительной (инженерной) геометрии. М.: Инновационное машиностроение, 2021. 352 с.
15. Овчаренко В.Н. Аэродинамические характеристики летательных аппаратов: Идентификация по полетным данным. М.: Ленанд, 2019. 236 с.
16. Morelli E., Grauer J. Advances in Aircraft System Identification at NASA Langley Research Center // Journal of Aircraft. 2023. Vol. 60. No. 4, pp. 1354–1370. DOI: 10.2514/1.C037274
17. Wang Y., Dong J., Liu X., Zhang L. Identification and standardization of maneuvers based upon operational flight data // Chinese Journal of Aeronautics. 2015. Vol. 28, No. 1, pp. 133–140. DOI: 10.1016/j.cja.2014.12.026
18. Ивчин В.А., Судаков В.Г. Применение методов вычислительной аэродинамики (CFD) для исследования влияния отклонений пластины-триммера и хвостовой части профиля лопасти несущего винта на его аэродинамические характеристики // Научный вестник МГТУ ГА. Сер. Аэромеханика и прочность. 2010. № 151 (1). С. 63–70.

19. Ивчин В.А., Каргаев М.В. Метод расчета аэродинамических характеристик профиля лопасти несущего винта вертолета с управляемым закрылком // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2023. № 1-2. С. 33–42.

References

1. Kargaev MV. Calculation of joint bending and torsional oscillations of the blade during the spin-up and deceleration of the helicopter main rotor in wind conditions. *Aerospace MAI Journal*. 2024;31(4):101-112. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/eng/publications.php?ID=183588>
2. Kargaev MV, Mironenko LA. Bending stresses computation in a helicopter unmoored rotor blade blown about by the wind flow. *Aerospace MAI Journal*. 2018;25(3):34-43. (In Russ.).
3. Kargaev MV, Korsun ON. Synthesis of blade tip optimal laws control for helicopter main rotor spin-up and deceleration in wind conditions. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(1):92-101. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184452>
4. Amir'yants GA, Zichenkov MCh, Kalabukhov SI, et al. *Aeroelasticity*. Moscow: Innovatsionnoe mashinostroenie; 2019. 650 p. (In Russ.).
5. Steijl R, Dehaeze F, Barakos GN, et al. Simulation of Flow Around a Blade Section with One Degree of Freedom Aeroelastic Flap. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatcionnaya Tekhnika*. 2015(2):54-59. (In Russ.).
6. Eremin MM, Borisov EA. *Helicopter rotor blade*. Patent RU 2662591 C1, 26.07.2018. (In Russ.).
7. *Helicopters: Proceedings of the MVZ Design Bureau named after ML. Mil. Issue 2*. Moscow: Mashinostroenie-Polet; 2012. 334 p. (In Russ.).
8. Animitsa VA, Borisov AE, Kritsky BS, et al. Analysis of computational and experimental researches on systems for individual control of the blades of the helicopter. *Trudy MAI*. 2016(85). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=65452>
9. *Helicopters: Proceedings of the MVZ Design Bureau named after ML. Mil. Issue 3*. Moscow: Mashinostroenie-Polet; 2018. 327 p. (In Russ.).
10. Thornburgh RP, Kreshock AR, Wilbur ML, et al. Continuous trailing-edge flaps for primary flight control of a helicopter main rotor. *70th Annual Forum of the American Helicopter Society (May 20-24, 2014; Montreal, Québec, Canada)*. DOI: 10.4050/f-0070-2014-9421
11. Eremin MM, Klimova AA, Liseikin GV. ADT research of a demonstrator of an active control system for the flywheel movement of a helicopter rotor blade based on individual blade control using piezoelectric trimmers. *Materialy XXIII Mezhdunarodnoi shkoly-seminara "Modeli i metody aerodinamiki" (June 05–09, 2023; Zhukovsky)*. Zhukovsky: TsAGI; 2023. p. 29-31. (In Russ.).
12. Eremin MM, Liseikin GV, Nedelko DV. Wind-tunnel study of the helicopter main rotor blade non-rotating working model powered by the active individual control system with the on-blade piezoelectric-actuated trim plate. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2023;LIV(6):53–62. (In Russ.).
13. Korsun ON, Stulovskii AV. Restoration of aircraft motion parameters using optimal control algorithms. *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya*. 2023(1):44-55. (In Russ.). DOI: 10.31857/S0002338823010055
14. Vermel' VD. *Fundamentals of computational (engineering) geometry*. Moscow: Innovatsionnoe mashinostroenie; 2021. 352 p. (In Russ.).
15. Ovcharenko VN. *Aerodynamic characteristics of aircraft: Identification from flight data*. Moscow: Lenand; 2019. 236 p. (In Russ.).
16. Morelli E, Grauer J. Advances in Aircraft System Identification at NASA Langley Research Center. *Journal of Aircraft*. 2023;60(4):1354-1370. DOI: 10.2514/1.C037274
17. Wang Y, Dong J, Liu X, et al. Identification and standardization of maneuvers based upon operational flight data. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2015;28(1):133-140. DOI: 10.1016/j.cja.2014.12.026
18. Ivchin VA, Sudakov VG. Application of computational aerodynamics (CFD) methods to study the effect of deflections of the trim plate and tail section of the rotor blade profile on its aerodynamic characteristics. *Nauchnyi vestnik MGTU GA. Ser. Aeromekhanika i prochnost'*. 2010(151):63-70. (In Russ.).
19. Ivchin VA, Kargaev MV. A method for calculating the aerodynamic characteristics of the rotor blade profile of a helicopter with a controlled flap. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*. 2023(1-2):33–42. (In Russ.).
20. Korsun ON. *Methods of parametric identification of technical systems*. Moscow: Bauman Moscow State Technical University; 2011. 69 p. (In Russ.).
21. Jategaonkar RV. *Flight vehicle system identification. A time domain methodology*. USA, Reston: AIAA; 2006. 410 p.

Статья поступила в редакцию / Received 28.02.2025
Одобрена после рецензирования / Revised 13.03.2025
Принята к публикации / Accepted 17.03.2025