



УДК 629.7.015.7  
ГРНТИ 55.47.03

## ОСОБЕННОСТИ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДИНАМИКИ ДВИЖЕНИЯ БОЕВОГО ВЕРТОЛЕТА ПО ЗЕМЛЕ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ РУЛЕНИЯ

*И.В. ЧУПРИКОВ*

*ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)*

*С.А. ПОПОВ, кандидат технических наук, доцент*

*ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)*

*А.Л. ТАРАСОВ, кандидат технических наук*

*ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)*

В статье предложена математическая модель динамики движения вертолета одновинтовой схемы по земле, отличающаяся от аналогичных моделей, построенных на основе уравнений динамики твердого тела, тем, что она позволяет проводить анализ влияния различных конструктивных параметров шасси боевого вертолета с носовым колесом (колеи, базы, выноса от центра тяжести вертолета основных опор шасси) на безопасность его руления. Предложенная модель дополнена соотношениями, позволяющими оценивать величины опрокидывающих моментов крена и тангажа вертолета, возникающих при движении по земле в процессе руления, определять условия опрокидывания вертолета, проводить анализ влияния различных эксплуатационных факторов и конструктивных параметров шасси боевого вертолета на безопасность руления на основе математического моделирования.

*Ключевые слова:* математическая модель, динамика полета вертолета, руление, момент крена, момент тангажа, опрокидывание вертолета.

## PECULIARITIES OF THE COMBAT HELICOPTER MOVEMENT DYNAMICS MATHEMATICAL MODEL ON THE GROUND WHEN TAXIING

*I.V. CHUPRIKOV*

*MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)*

*S.A. POPOV, Candidate of Technical sciences, Associate Professor*

*MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)*

*A.L. TARASOV, Candidate of Technical sciences*

*MESC AF «N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin Air Force Academy» (Voronezh)*

The article proposes a single-rotor helicopter movement dynamics mathematical model on the ground, which differs from similar models based on the equations of rigid body dynamics, in that it allows analyzing the combat helicopter with the nose wheel landing gear various design parameters influence (track, base, removal from the center of gravity of the helicopter of the main landing gear supports) on the safety of its taxiing. The proposed model is supplemented with relations that allow us to estimate the values of the rollover moments of the roll and pitch of the helicopter that occur when moving on the ground during taxiing, to determine the conditions of the helicopter rollover, to analyze the influence of various operational factors and design parameters of the helicopter landing gear on the safety of taxiing on the basis of mathematical modeling.

*Keywords:* mathematical model, helicopter flight dynamics, taxiing, roll moment, pitch moment, helicopter rollover.

**Введение.** Расширение спектра боевых задач, решаемых вертолетами армейской авиации, обуславливает необходимость создания новых авиационных комплексов, обладающих



заданными летно-техническими характеристиками, включающими в себя взлетно-посадочные характеристики. В процессе выполнения разбега, пробега, руления вертолет движется по земле. Анализ статистики авиационных происшествий с вертолетами армейской авиации показывает, что при движении вертолета по земле возможно его опрокидывание.

Управляемое движение вертолета по земле существенно отличается от аналогичного движения самолета или автомобиля, поворот которых осуществляется с помощью управляемых передних колес, а также дифференцированного торможения колес основных опор и изменения тяги двигателей самолета. Поворот вертолета одновинтовой схемы с самоориентирующейся передней опорой обеспечивается соответствующими изменениями тяги рулевого винта (РВ), при этом на вертолет с работающими двигателями в плоскости движения действует реактивный момент несущего винта (НВ). Кроме того, на вертолете, в отличие от самолета, у летчика имеется возможность парирования нарастающего накренения (начала опрокидывания) отклонением тарелки автомата перекоса [1].

Тенденция к накренению характерна для всех вертолетов вследствие высокого расположения центра масс и центра втулки несущего винта над поверхностью площадки. Опрокидыванию вертолета влево-вперед способствуют [2]:

- уменьшение колеи, базы и жесткости шасси;
- более высокое расположение центра втулки рулевого винта;
- смещение центровки вертолета вверх и к левому борту;
- уменьшение массы вертолета;
- увеличение тяги несущего и рулевого винтов;
- ветер справа;
- наклон взлетной площадки влево и вперед;
- отклонение автомата перекоса вперед;
- торможение при наезде на препятствие или для предотвращения столкновения с ним;
- увеличение скорости и уменьшение радиуса разворота вправо.

Последние три эксплуатационных фактора характеризуют собственно динамику движения вертолета по земле, а остальные, кроме того, и поперечную балансировку неподвижного вертолета с работающими двигателями.

**Актуальность.** Современные математические приложения (например, *MATLAB Simulink*) позволяют проводить анализ влияния различных эксплуатационных факторов и конструктивных параметров боевого вертолета на безопасность руления, определять безопасные параметры его движения по земле при выполнении руления на основе математического моделирования (использования математических моделей).

В [1] предложена математическая модель неустановившегося криволинейного управляемого движения одновинтового вертолета по земле, представляющая собой полученную из основных теорем динамики твердого тела и кинематических соотношений полную систему уравнений движения с введением трех реакций связи в точке контакта каждого колеса с поверхностью площадки руления. Данная модель однозначно определяет траекторию перемещения вертолета по земле и позволяет определять условия опрокидывания вертолета на развороте и парирования этой ситуации летчиком. При этом предложенная модель не учитывает возможность опрокидывания вертолета в процессе руления вследствие появления дополнительных моментов, создаваемых несущим и рулевыми винтами, а также инерционными силами, обусловленными конструктивными параметрами шасси вертолета.

В настоящей работе предлагаются соотношения, позволяющие дополнить существующие модели динамики движения вертолета по земле при выполнении руления с учетом возможности его опрокидывания и позволяющие оценивать величины опрокидывающих моментов крена и тангажа вертолета, возникающих при движении по земле в процессе руления, определять условия опрокидывания вертолета, проводить анализ влияния различных эксплуатационных







Тяга НВ может быть рассчитана по методике, основанной на теории сечения лопасти, через коэффициент тяги  $c_T$  [4]

$$T = c_T \rho_n \frac{(V_\Sigma)^2}{2} F_n, \quad (6)$$

где  $\rho_n$  – плотность воздуха;  $F_n = \pi R^2$  – площадь НВ, определяемая его радиусом;  $V_\Sigma$  – суммарная скорость обтекания сечения лопасти воздушным потоком.

Скорость  $V_\Sigma$  складывается из осевой  $V \sin \alpha_n$  и тангенциальной составляющих ( $V \cos \alpha_n + \omega_n r$ ) воздушного потока набегающего на НВ

$$V_\Sigma = \sqrt{(V \sin \alpha_n)^2 + (V \cos \alpha_n + \omega_n r)^2}. \quad (7)$$

Коэффициент тяги НВ в работе определяется согласно [5]

$$c_T = \frac{k}{3} k_T \sigma c_{y0,7}, \quad (8)$$

где  $k \approx 0,94$  – коэффициент, учитывающий уменьшение тяги за счет потерь в концевых сечениях лопасти;  $k_T$  – коэффициент, учитывающий влияние формы лопасти в плане (сужение  $\eta$ ) и коэффициента режима работы  $\mu$  на тягу НВ

$$k_T = \frac{\eta - 0,75(\eta - 1) \frac{1 + \mu^2}{1 + 1,2\mu^2}}{0,7 + 0,3\eta}, \quad (9)$$

$\sigma$  – коэффициент заполнения НВ

$$\sigma = \frac{F_l i}{F_{om}}, \quad (10)$$

где  $F_l$  – площадь одной лопасти;  $\mu$  – коэффициент режима работы НВ

$$\mu = \frac{V \cos \alpha_n}{\omega_n R}, \quad (11)$$

где  $\omega_n$  – скорость вращения НВ.

Коэффициент подъемной силы в характеристическом сечении лопасти  $c_{y0,7}$  определяется с использованием аэродинамических характеристик профиля лопасти в характеристическом сечении – графической зависимости  $c_{y0,7} = f(\alpha_r)$ .

Угол атаки характеристического сечения лопасти зависит от угла установки сечения лопасти  $\varphi_r$  [4] и угла атаки НВ (рисунок 4)

$$\alpha_r = \varphi_r - \arctg \left( \frac{V \sin(-\alpha_n)}{V \cos \alpha_n + \omega_n r} \right), \quad (12)$$

где  $r$  – радиус характеристического сечения лопасти НВ.

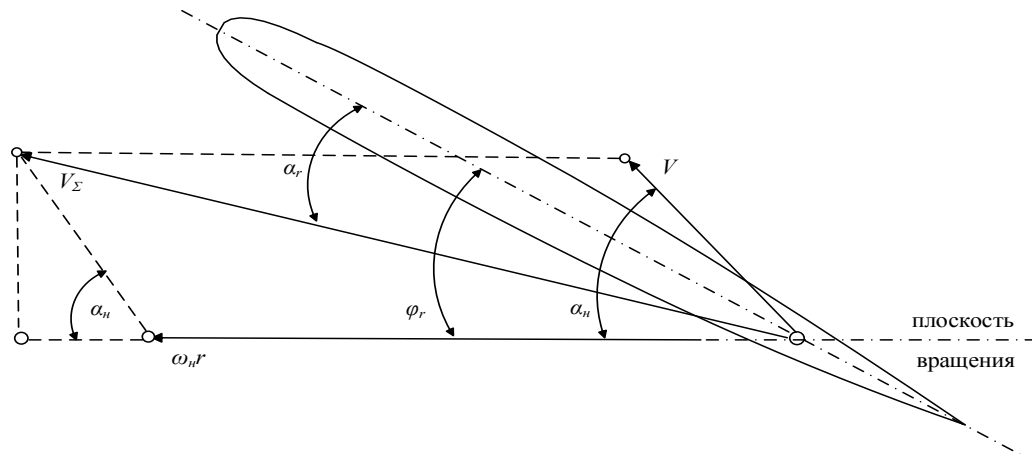


Рисунок 4 – Угол атаки характеристического сечения лопасти НВ

На величину тангенциального ускорения в (2) оказывают влияние силы, действующие вдоль вектора скорости

$$j_{xk} = \frac{T_{xa} - X_{ав} - F_n - F_3}{m} \quad (13)$$

Силы трения переднего и задних колес зависят от величины сил реакций опор

$$F = F_n + F_3 = f(N_n + N_3) = fN, \quad (14)$$

где  $f$  – коэффициент трения качения колес о поверхность, зависящий от состояния поверхности (для сухого бетона  $f=0,02...0,045$ , для грунта  $f=0,12...0,3$ ).

Суммарная сила реакции опор  $N$  направлена в сторону противоположную силе тяжести перпендикулярно поверхности земли

$$N = G - T_{ya}. \quad (15)$$

Лобовое сопротивление вертолета  $X_{ав}$  (рисунок 1) складывается из лобовых сопротивлений фюзеляжа, стабилизатора и крыла

$$X_{ав} = X_{аф} + X_{аст} + X_{акр}. \quad (16)$$

В целях упрощения можно считать, что силы сопротивлений стабилизатора и крыла малы, поэтому ими можно пренебречь, тогда

$$X_{ав} \approx X_{аф}. \quad (17)$$

Лобовое сопротивление фюзеляжа рассчитывается по формуле

$$X_{аф} = c_{хаф} \frac{\rho V^2}{2} S_{пов.ф}, \quad (18)$$

где  $c_{хаф}$  – коэффициент сопротивления фюзеляжа [4, 5].



$$c_{хаф} = (c_f k_{\lambda_{ф}}) k_{\alpha} + \Delta c_{xф.н} + \Delta c_{xф.хв} + \Delta c_{xф.над} + \Delta c_{xф.нер}, \quad (19)$$

где  $c_f = f(Re)$  – коэффициент трения плоской пластины, зависящий от числа  $Re$  и состояния пограничного слоя (как правило рассматривается турбулентный пограничный слой);  $k_{\lambda_{ф}} = f(\lambda_{ф})$  – коэффициент, учитывающий влияние удлинения фюзеляжа  $\lambda_{ф}$  на его сопротивление;  $S_{пов.ф} = 2,85L_{ф}\sqrt{S_{м.ф}}$  – площадь поверхности фюзеляжа;  $k_{\alpha}$  – коэффициент, учитывающий изменение сопротивления по углу атаки фюзеляжа;  $\Delta c_{xф.н}, \Delta c_{xф.ц}, \Delta c_{xф.хв}$  – приращения коэффициентов сопротивления за счет особенностей форм носовой, центральной и хвостовой частей фюзеляжа (без учета добавочных сопротивлений фюзеляж рассматривается как тело вращения);  $\Delta c_{xф.над}$  – коэффициент сопротивления надстроек, установленных на фюзеляже, мидель которых выходит за мидель фюзеляжа (подвесные топливные баки, АСП и т.д.);  $\Delta c_{xф.нер}$  – дополнительное сопротивление фюзеляжа, обусловленное наличием неровностей (стыки обшивки, выступающие головки заклепок, болтов) [7, 8];  $L_{ф}$  – длина фюзеляжа;  $S_{м.ф}$  – площадь миделевого сечения фюзеляжа.

**Математическая модель опрокидывающего момента крена.** На величину опрокидывающего момента крена  $M_{x\text{ опр}}$  в сторону левого колеса оказывает влияние величина моментов крена от тяги НВ, рулевого винта (РВ), а также центробежная сила  $F_{ЦБ}$ , действующая в сторону противоположную развороту (рисунок 5):

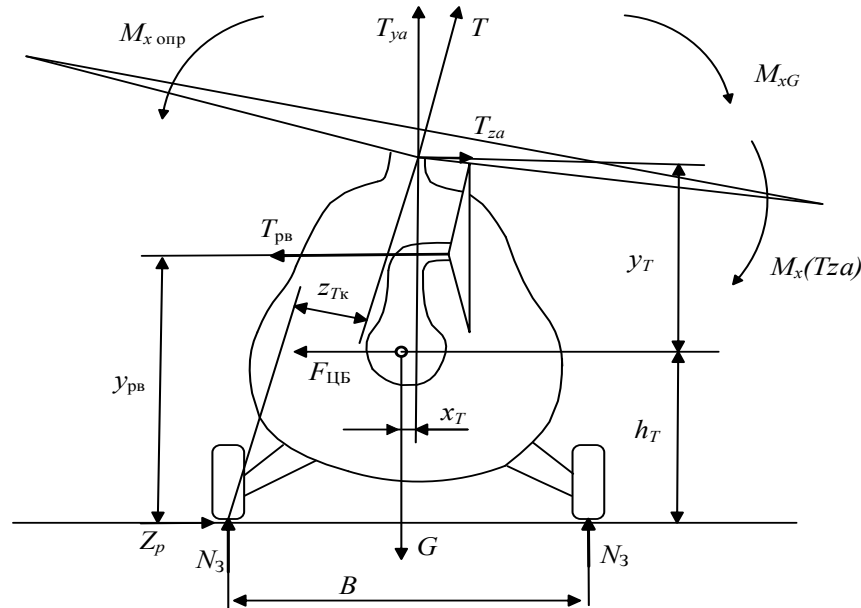


Рисунок 5 – Опрокидывающий момент крена при движении вертолета по земле в процессе руления

$$M_{x\text{ опр}} = TZ_{Tk} + T_{pv}y_{pv} + F_{ЦБ}h_t \quad (20)$$

или через составляющие силы тяги  $T_{ya}, T_{za}$

$$M_{x\text{ опр}} = T_{ya}x_t + T_{pv}y_{pv} + F_{ЦБ}h_t + T_{za} \cdot (y_t + h_t); \quad (21)$$

$$T_{za} = T \cdot \sin \delta_x; \quad (22)$$



$$F_{\text{ЦБ}} = \frac{mV^2}{r}, \quad (23)$$

где  $F_{\text{ЦБ}}$  – центробежная сила;  $r$  – радиус кривизны траектории руления;  $\delta_x$  – угол отклонения тяги НВ от оси втулки.

Тяга рулевого винта (РВ)  $T_{\text{РВ}}$  может быть определена из условия балансировки вертолета по моментам рыскания ( $\Sigma M_y = 0$ ). В процессе руления основными моментами, действующими на вертолет относительно оси  $Oy$  связанной системы координат, являются реактивный момент  $M_p$  и момент от тяги РВ  $M_{y_{\text{РВ}}}$ . Появление момента рыскания  $M_{y_{\text{РВ}}}$  обусловлено действием силы тяги рулевого винта  $T_{\text{РВ}}$  на плече  $l_{\text{РВ}}$  до центра масс вертолета (рисунок 6).

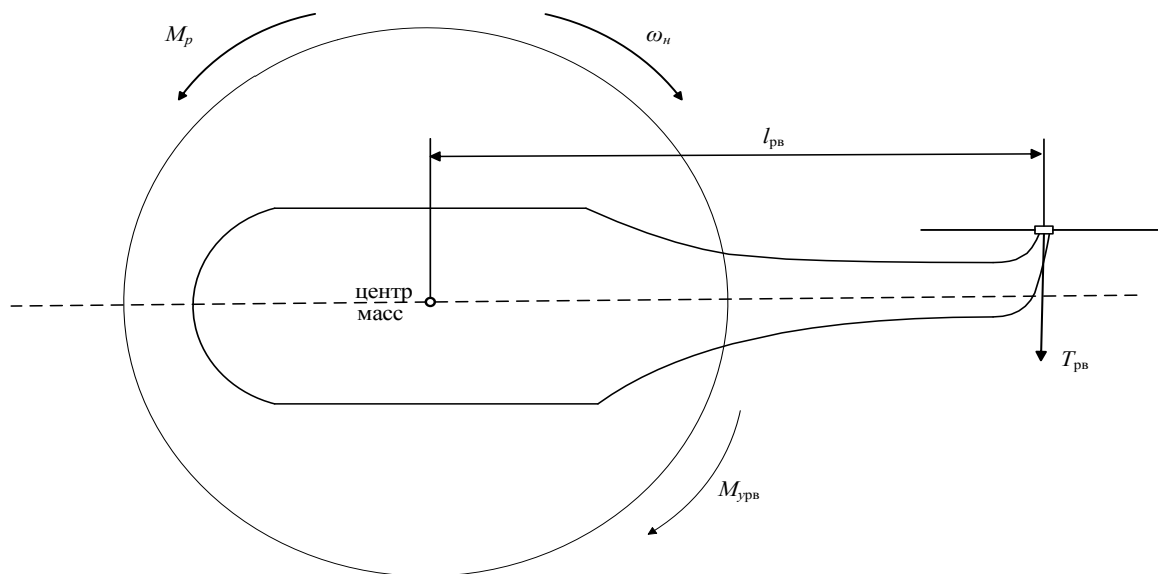


Рисунок 6 – Действие моментов рыскания от несущего и рулевых винтов

Реактивный момент  $M_p$  возникает при вращении НВ и связан с появлением на лопастях аэродинамических сил сопротивления  $X_L$ . Для преодоления этих сил к несущему винту подводится крутящий момент  $M_k$ , который равен по величине, но противоположно направлен реактивному

$$M_p = -M_k. \quad (24)$$

С учетом изложенного условие балансировки вертолета по моментам рыскания можно записать в виде

$$M_{y_{\text{РВ}}} + M_p = 0. \quad (25)$$

С учетом (24, 25) выражение для определения тяги РВ будет иметь вид

$$T_{\text{РВ}} = \frac{M_k}{l_{\text{РВ}}}. \quad (26)$$

Крутящий момент определяется через коэффициент крутящего момента  $m_k$  [5–7]





$$M_k = m_k \rho_n \frac{(V_\Sigma)^2}{2} \pi R^2 R; \quad (27)$$

$$m_k = 0,25(1 + 5\mu^2) k_p \sigma c_{xp}; \quad (28)$$

$$k_p = \frac{\eta - 0,8(\eta - 1) \frac{1 + 2,5\mu^2}{1 + 3\mu^2}}{0,7 + 0,3\eta}, \quad (29)$$

где  $k_p$  – коэффициент, учитывающий влияние формы лопасти в плане и коэффициент режима  $\mu$  на коэффициент сопротивления лопасти;  $c_{xp}$  – коэффициент профильного сопротивления, определяется по поляре профиля  $c_{xp} = f(c_{ya0,7}, M)$ .

Препятствуют опрокидыванию вертолета в сторону левого колеса моменты крена от силы тяжести  $M_{xG}$  и боковой составляющей силы тяги НВ  $M_x(T_{za})$ .

Боковая составляющая силы тяги НВ  $T_{za}$  может быть определена из условия равновесия моментов крена от рулевого винта  $M_x(T_{рв})$  и от тяги НВ

$$M_x(T_{рв}) + M_x(T_{za}) = 0. \quad (30)$$

Тогда из (28) с учетом рисунка 5 сила  $T_{za}$  будет равна

$$T_{za} = \frac{T_{рв} y_{рв}}{(y_T + h_T)}. \quad (31)$$

Сила  $T_{za}$  действует на большем плече  $(y_T + h_T)$ , чем  $T_{рв}$  ( $y_{рв}$ ) и для выполнения условия (31) необходимо выполнение условия  $T_{рв} > T_z$ , что обуславливает при рулении появление силы боковой реакции  $Z_p$ .

Условием отсутствия бокового смещения вертолета (юза) при рулении является равенство нулю суммы боковых сил от НВ, РВ и силы боковой реакции  $Z_p$

$$Z_p + T_{рв} + T_{za} = 0. \quad (32)$$

**Выводы.** Использование математической модели динамики движения вертолета, дополненной представленными в статье соотношениями, позволит:

- определять величины дополнительных опрокидывающих моментов крена и тангажа, возникающих при движении вертолета по земле в процессе руления;
- разработать методику определения критических значений углов опрокидывания вертолета;
- проводить анализ влияния различных эксплуатационных факторов и конструктивных параметров боевого вертолета на безопасность руления;
- определять безопасные параметры движения вертолета по земле при выполнении руления;
- создать комплекс моделей для проведения последующих численных исследований по динамике полета вертолета.



Таким образом, исследование динамики движения вертолета с использованием предлагаемой модели позволит уменьшить аварийность в частях армейской авиации и тем самым повысить уровень безопасности полетов.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Володко А.М. Динамика опрокидывания вертолета при рулении // Ученые записки ЦАГИ. № 2. Т. 21. 1990. С. 73–83.
2. Володко А.М. Основы летной эксплуатации вертолетов. Динамика полета. М.: Транспорт, 1986. 263 с.
3. Попов С.А., Кочегаров К.Ю., Кондалов М.В., Гондаренко Ю.А. Динамика полета: особенности летно-технических характеристик, характеристик устойчивости и управляемости вертолета: учебное пособие / С.А. Попов, К.Ю. Кочегаров, М.В. Кондалов, Ю.А. Гондаренко. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2019. 98 с.
4. Аэродинамические характеристики вертолетов и их расчет. Г.Ф. Бонч-Бруевич, А.В. Тимофеев. Киев, КВВАИУ, 1981. 84 с.
5. Вильдгрубе Л.С. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных. М.: Машиностроение, 1977. 76 с.
6. Петрашко О.И., Панов В.В., Анисимов А.Н. Перспективные возможности боевого применения комплексов с БЛА тактическими подразделениями СВ, ВДВ и МП // В мире научных открытий. 2015. № 8 (68). С. 162–174.
7. Игнаткин Ю.М. Аэродинамический расчет вертолета: учебное пособие / Ю.М. Игнаткин. М.: МАИ. 1975. 86 с.
8. Желанников А.И. Аэромеханика: учебное пособие / А.И. Желанников. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2007. 396 с.

#### REFERENCES

1. Volodko A.M. Dinamika oprokidyvaniya vertoletov pri rulении // Uchenye zapiski CAGI. № 2. T. 21. 1990. pp. 73–83.
2. Volodko A.M. Osnovy letnoj `ekspluatacii vertoletov. Dinamika poleta. M.: Transport, 1986. 263 p.
3. Popov S.A., Kochegarov K.Yu., Kondalov M.V., Gondarenko Yu.A. Dinamika poleta: osobennosti letno-tehnicheskikh harakteristik, harakteristik ustojchivosti i upravlyaemosti vertoletov: uchebnoe posobie / S.A. Popov, K.Yu. Kochegarov, M.V. Kondalov, Yu.A. Gondarenko. Voronezh: VUNC VVS «VVA», 2019. 98 p.
4. A`erodinamicheskie harakteristiki vertoletov i ih raschet. G.F. Bonch-Bruevich, A.V. Timofeev. Kiev, KVVAIU, 1981. 84 p.
5. Vil'dgrube L.S. Vertolety. Raschet integral'nyh a`erodinamicheskikh harakteristik i letno-tehnicheskikh dannyh. M.: Mashinostroenie, 1977. 76 p.
6. Petrashko O.I., Panov V.V., Anisimov A.N. Perspektivnye vozmozhnosti boevogo primeneniya kompleksov s BLA takticheskimi podrazdeleniyami SV, VDV i MP // V mire nauchnykh otkrytij. 2015. № 8 (68). pp. 162–174.
7. Ignatkin Yu.M. A`erodinamicheskij raschet vertoletov: uchebnoe posobie / Yu.M. Ignatkin. M.: MAI. 1975. 86 p.
8. Zhelannikov A.I. A`eromehanika: uchebnoe posobie / A.I. Zhelannikov. M.: VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2007. 396 p.

© Чуприков И.В., Попов С.А., Тарасов А.Л., 2021



Чуприков Иван Владимирович, преподаватель кафедры аэродинамики и безопасности полета, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, chuprikow.iv@yandex.ru.

Попов Сергей Александрович, кандидат технических наук, доцент, заместитель начальника кафедры аэродинамики и безопасности полета, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, popov\_ser@mail.ru.

Тарасов Андрей Леонидович, кандидат технических наук, доцент кафедры аэродинамики и безопасности полета, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), Россия, 394064, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А, andreyt4884@mail.ru.