

УДК 519.6: 629.735.4

В. Г. ЛЕБЕДЬ, С. А. КАЛКАМАНОВ, С. И. ПЧЕЛЬНИКОВ*Харьковский национальный университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Украина*

МЕТОД РАСЧЁТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РОТОРНОГО ВИНТА

Разработан метод расчета аэродинамических характеристик роторного винта, основанный на комбинации метода дискретных вихрей с методом плоских сечений. С помощью итерационной процедуры, использующей простейшую вихревую схему, определяется местный угол атаки сечения лопасти. Далее по известным аэродинамическим характеристикам профиля вычисляются элементарные силы, действующие в сечении лопасти. Процесс итерации повторяется до сходимости по невязке, определяемой разницей между циркуляциями скорости в каждом сечении. Приведены результаты расчетов поляры четырёхлопастного роторного винта на режиме висения.

Ключевые слова: роторный винт, сила тяги, подъёмная сила, внешняя индуктивная скорость, собственная индуктивная скорость, поляра роторного винта.

Введение

Несущий винт (НВ) вертолёта имеет существенные ограничения по скорости полёта, связанные с особенностями обтекания наступающей лопасти, на которой скорость её обтекания с увеличением скорости полёта приближается к околосвуковой, и отступающей лопасти, на которой на больших скоростях полёта возникает срыв потока. Маховое движение лопастей приводит к колебанию воздушного потока, обтекающего лопасть и созданию шума. Желание увеличить ометаемую площадь винта требует увеличения длины лопасти. Чем она длинней, тем больший её прогиб и значительнее негативное влияние ветра. Это обстоятельство делает вертолёт непригодным в районах с сильным ветром. Как правило, НВ располагается над корпусом или крылом. Обтекание их потоком от винта создаёт большое сопротивление и тем самым теряется значительная часть тяги НВ. Все указанные недостатки НВ отсутствуют у роторного винта.

Постановка задачи

Роторный винт позволяет достичь больших скоростей полета по сравнению с НВ, однако лопасти роторного винта работают в более сложных условиях обтекания. На этапах концептуального проектирования для исследования аэродинамики роторного винта целесообразно использовать расчетные методы, позволяющие провести параметрические исследования аэродинамических характеристик роторного винта с меньшими, по сравнению с экс-

периментальными методами, временными и материальными затратами.

Анализ литературных источников показывает, что в настоящее время отсутствует метод расчета аэродинамических характеристик роторного винта. Широко используемые в практике аэродинамических исследований воздушных и несущих винтов расчетные методы [1-7] требуют существенных изменений для применения их в задачах исследования аэродинамических характеристик роторного винта.

Целью данной работы является разработка метода расчёта аэродинамических характеристик роторного винта для задач исследования концептуальной модели летательного аппарата вертикального взлёта и посадки с роторным винтом.

Основной материал

Роторный винт представляет собой совокупность прямоугольных лопастей вращающихся относительно вала $O_p X_p$ с угловой скоростью ω (рис.1). Лопасти управляются, то есть в зависимости от азимутального положения лопасти ψ меняется угол её установки φ (рис. 1).

Составляющие вектора скорости набегающего воздушного потока на лопасть роторного винта в системе координат $OXYZ$, связанной с лопастью, равны (рис.1):

$$\begin{aligned}V_x &= \omega R + V_\infty \sin \beta \cos \psi, \\V_y &= V_\infty \sin \alpha_1 \cos \beta |\cos \psi| - V_\infty \sin \beta \sin \psi - v, \\V_z &= V_\infty \cos \beta \cos \alpha,\end{aligned}$$

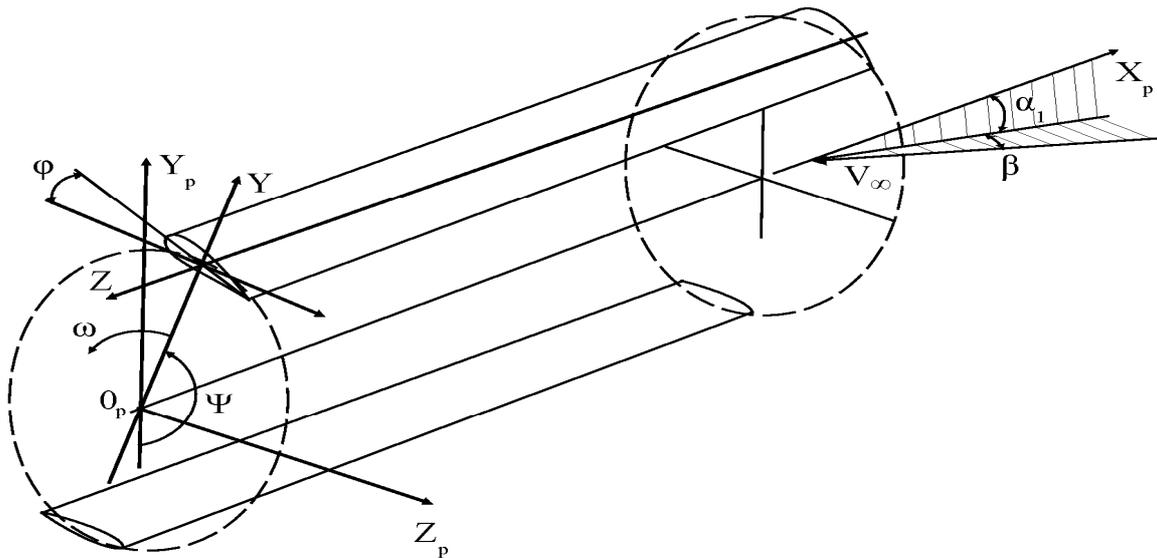


Рис. 1. Системы координат у роторного винта

где v – индуктивная скорость;
 V_∞ – скорость набегающего потока;
 R – радиус окружности, по которой движется начало системы координат $OXYZ$;
 α_1 – угол атаки роторного винта;
 β – угол скольжения роторного винта.
 Угол атаки сечения лопасти равен

$$\alpha = \varphi + \Phi,$$

где $\Phi = \text{arctg} \left(\frac{V_y}{V_x} \right)$.

Сила тяги, направленная по оси $O_p Y_p$, и крутящий момент роторного винта равны:

$$T_V = \frac{K_z}{2\pi} \int_0^{2\pi} (T_\psi - Y \cos \psi) d\psi, \quad (1)$$

$$M_{кр} = \frac{K_z}{2\pi} \int_0^{2\pi} Q_\psi R d\psi, \quad (2)$$

где $T_\psi = \int_0^L \frac{dT}{dZ} dZ$ – сила тяги лопасти;

$Q_\psi = \int_0^L \frac{dQ}{dZ} dZ$ – сила сопротивления вращению

лопасти;

L – длина лопасти;

K_z – количество лопастей;

$Y = Y_a \cos \alpha_1 + Z_a \sin \alpha_1$ – нормальная сила на лопасти винта от её продольного обтекания;

$Z = Z_a \cos \alpha_1 - Y_a \sin \alpha_1$ – продольная сила на лопасти от её продольного обтекания.

Сила тяги dT и сила сопротивления dQ в сечении лопасти, направленные по осям OY и OX (рис. 1), равны:

$$dT = dY_{\text{асеч}} \cos \Phi (-\cos \psi) + dX_{\text{асеч}} \sin \Phi,$$

$$dQ = dX_{\text{асеч}} \cos \Phi - dY_{\text{асеч}} \sin \Phi,$$

где $\cos \Phi = \frac{V_x}{V_c}$; $\sin \Phi = \frac{V_y}{V_c}$;

$dY_{\text{асеч}} = \rho V_c \Gamma_c dz$ – подъемная сила элемента лопасти;

$dX_{\text{асеч}} = \rho v_i \Gamma_c dz + C_{ха} \frac{\rho V_c^2}{2} b dz$ – сила сопротивления

лопасти, состоящая из индуктивного и профильного составляющих сопротивления;

$\Gamma_c, v_i, V_c = \sqrt{V_x^2 + V_y^2}$ – соответственно, циркуляция скорости, индуктивная скорость и суммарная скорость в сечении лопасти.

В каждом азимутальном положении лопасти распределение напряженности по её размаху определяется в соответствии с работой [7] решением итерационным методом системы уравнений, состоящей из выражения коэффициента подъемной

силы профиля $C_{y_{ai}} = f(\text{геометрия профиля, } \alpha_i, V_{ci})$, формулы Н.Е. Жуковского $\Gamma_{ci} = 0,5C_{y_{ai}} V_{ci} b$ и выражения для индуктивной скорости v_{ci} в каждом i -м сечении лопасти.

Процесс итераций продолжается до достижения необходимой точности:

$$\left(\sum_{i=1}^{I_{\Lambda}} \Gamma_{ci} \Delta Z \right)_{m+1} - \left(\sum_{i=1}^{I_{\Lambda}} \Gamma_{ci} \Delta Z \right)_m \leq \varepsilon,$$

где ε – заданная погрешность;

m – число итераций.

Для определения индуктивных скоростей и напряженности свободных и присоединенных вихрей по размаху лопасти винта, лопасть моделируется простой вихревой схемой (рис. 2). На средней линии лопасти располагаются присоединенные вихри с напряженностью Γ_i ($i = 1 \dots I_{\Lambda}$), примыкающие непосредственно к задней кромке рассматриваемой лопасти и сошедшие с нее за время поворота лопасти по азимуту на некоторый небольшой угол $\Delta\psi$.

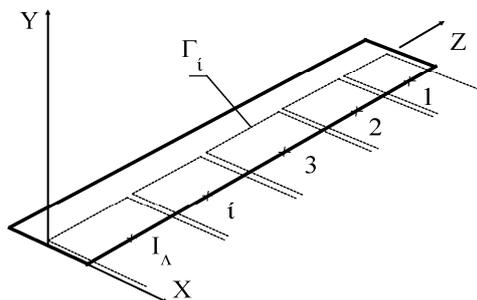


Рис. 2. Расположение вихрей на лопастях винта

Такие вихри называются примыкающими (к задней кромке профиля), а вызываемые ими индуктивные скорости – собственными. Все остальные свободные вихри называются отдаленными, а вызываемые ими скорости – внешними индуктивными скоростями.

Собственные индуктивные скорости в центре i -го сечения определяются от вихревой системы лопастей (рис.2):

$$v_{ci} = \sum_{i=1}^{I_{\Lambda}} \sum_{j=1}^{J_{\kappa}} a_{ij} \Gamma_j, \quad i = 1 \dots I_{\Lambda},$$

где a_{ij} – матрица скоса от системы вихревых отрезков [8, 9];

J_{κ} – количество вихревых отрезков с циркуляцией Γ_i ;

I_{Λ} – количество сечений по размаху лопасти винта.

Полная индуктивная скорость на лопасти винта в соответствии с работой [6] равна:

$$v_i = v_{ci} + \chi \Delta v_{sj} |\cos \psi|, \quad i = 1, \dots, I_{\Lambda}; \quad (3)$$

где Δv_{sj} – дополнительная осредненная индуктивная скорость за счет взаимной индукции между лопастями и влияния отдаленных вихрей;

χ – коэффициент индукции.

В работе [1, стр.62] приводятся результаты исследований: при одинаковой схематизации НВ импульсная и вихревая теории дают одинаковые результаты. Поэтому дополнительная индуктивная скорость представляется в виде:

$$\Delta v_{sj} = v_j - v_{sj},$$

где $v_{sj} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \left(\frac{1}{I_{\Lambda}} \sum_{i=1}^{I_{\Lambda}} v_{ci} |\cos \psi| \right) d\psi$ – осредненная

индуктивная скорость в проекции на плоскость $O_p X_p Z_p$ (рис. 1).

Индуктивная скорость v_j определяется на основе решения методом последовательных приближений уравнения:

$$T_j(v_j) - T_v(v_i) = 0, \quad (4)$$

где $T_j = 4RL\rho v_j \sqrt{(V_{\infty} \sin \alpha_1 - v_j)^2 + (V_{\infty} \cos \alpha_1)^2}$ – тяга роторного винта, определяемая на основе импульсной теории.

На каждой $j+1$ итерации индуктивная скорость v_{j+1} рассчитывается на основе решения уравнения (4) методом Ньютона – Рафсона [1, 2]:

$$f(\lambda) = \lambda - \mu \cdot \operatorname{tg} \alpha_1 + \frac{C_{Tj}}{4\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}} = 0, \quad (5)$$

где $\lambda = \frac{V_{\infty} \sin \alpha_1 - v}{\omega R}$, $\mu = \frac{V_{\infty} \cos \alpha_1}{\omega R}$ – соответственно, коэффициенты протекания и скорости;

$C_{Tj} = T_j / (\rho R L (\omega R)^2)$ – коэффициент тяги после j -ой итерации.

В качестве начального приближения коэффициента протекания принимается значение λ_0 , определяемое из выражения [2]:

$$\lambda_0 = V_\infty \sin \alpha_1 / (\omega R - C_T / (4\sqrt{\mu^2 + C_T/4})),$$

где $C_T = T_v / (\rho L R (\omega R)^2)$.

После определения v_{j+1} – индуктивной скорости на основе импульсной теории, определяется Δv_{sj+1} , затем v_i – значение индуктивной скорости в сечениях лопасти винта. Далее снова решается система уравнений для определения распределения по сечению коэффициентов подъемной силы, сопротивления и циркуляции скорости.

Процесс итерации продолжается до тех пор пока $v_{j+1} - v_j \leq \varepsilon$, где ε – заданная погрешность.

Расчеты показали, что для сходимости достаточно пяти итераций. После пяти итераций значение индуктивной скорости равно:

$$v_{j+1} = (V_\infty \sin \alpha_1 - \lambda_5 \omega r).$$

Она направлена перпендикулярно плоскости $O_p X_p Z_p$ (рис. 1).

Особенностью роторного винта является то, что расположение лопастей (рис. 1) соответствует бипланной коробке крыльев и работа их аналогична работе соосного несущего винта. Дополнительные скорости, индуцируемые лопастями один у другого, существенно зависят от их взаимного расположения [3 - 5].

В работе [3] для больших скоростей полета приведены зависимости коэффициента индукции $\chi = f(h/L)$, где h – расстояние между крыльями бипланной коробки. Для режима висения зависимость коэффициента индукции от $\bar{h} = h/L$ для соосного винта приведены в работе [5]. Из этих зависимостей следует, что чем больше \bar{h} , тем меньше индуктивная скорость по сравнению с одиночным винтом с двойным затенением.

С помощью разработанного метода были рассчитаны поляры $t = f(m_k)$ роторного винта на режиме висения, где $t = \frac{T_v}{0,5\rho dL(\omega R)^2}$ – коэффициент

тяги, $m_k = \frac{M_k}{0,5\rho dL(\omega R)^2 R}$ – коэффициент крутящего момента. Роторный винт с четырьмя лопастями с профилем NACA – 0012. Длина лопасти $L = 5$ м,

диаметр роторного винта $d = 2R = 3$ м, хорда лопасти $b = 0,7$ м.

В расчетах, в соответствии с работой [5] коэффициент индукции был принят равным $\chi = 0,94$, при $\bar{h} = 0,3$.

В табл. 1 приведены полученные численные значения функции $t = f(m_k)$ для различных линейных скоростей лопастей $\omega R = 150; 180; 210$ м/с, на основании которых построен график поляры роторного винта на режиме висения (рис. 3).

Заключение

Разработан метод расчёта основных аэродинамических характеристик роторного винта с целью изучения возможности создания силовой установки на этом принципе для летательного аппарата нового типа. Метод основан на итерационном решении системы уравнений, состоящих из выражения для коэффициента подъёмной силы профиля лопасти винта, формулы Н.Е. Жуковского и выражения для индуктивной скорости. Для определения индуктивных скоростей и напряженности свободных присоединенных вихрей по размаху лопасти роторного винта, лопасть моделируется простой вихревой схемой, по которой присоединенные вихри располагаются на средней линии.

Приведены поляры роторного винта на режиме висения в зависимости от изменения угловой скорости, которые не противоречат физическим представлениям.

Таблица 1

Поляра роторного винта на режиме висения

	φ	2	4	6	8	10	12	14	16	
		$\omega R = 150$ м/с	t	0,0098	0,032	0,0623	0,0975	0,136	0,179	0,224
		m_k	0,0073	0,00887	0,0121	0,0172	0,0244	0,0356	0,0504	0,0697
$\omega R = 180$ м/с	t	0,0098	0,0323	0,071	0,0978	0,137	0,179	0,224	0,271	
		m_k	0,0071	0,00864	0,0124	0,0177	0,0271	0,0425	0,0621	0,0865
$\omega R = 210$ м/с	t	0,0098	0,0324	0,0628	0,0984	0,138	0,18	0,226	0,274	
		m_k	0,00685	0,00902	0,0148	0,025	0,0401	0,0614	0,0879	0,1186

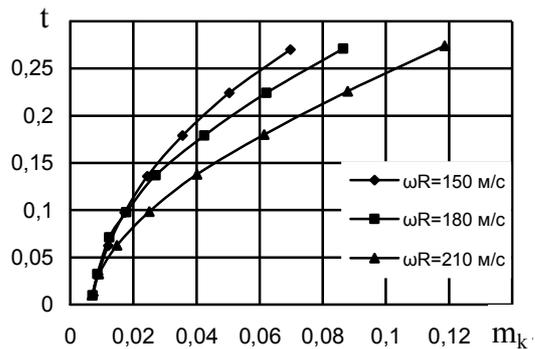


Рис. 3. Поляра роторного винта на режиме висения

Литература

1. Джонсон, У. Теория вертолета [Текст] : перев. с англ. / У. Джонсон. – М. : Мир, 1983. – Кн. 1. – 502 с.

2. Миль, М. Л. Вертолеты. Расчет и проектирование [Текст] : учеб. пособие / М. Л. Миль, А. В. Некрасов, А. С. Браверман ; под ред. М. Л. Миль. – М. : Машиностроение, 1966. – 455 с.

3. Юрьев, Б. Н. Аэродинамический расчёт вертолётов [Текст] / Б. Н. Юрьев. – М. : Изд. оборонной промышленности, 1956. – 559 с.

4. Вильдгрубе, Л. С. Вертолёты. Расчеты интегральных аэродинамических характеристик и лётно-технических данных [Текст] / Л. С. Вильдгрубе. – М. : Машиностроение, 1977. – 150 с.

5. Маслов, А. Д. Приближенный метод расчета аэродинамических характеристик соосного несущего винта [Текст] / А. Д. Маслов // Труды научных чтений, посвященных памяти академика Б. Н. Юрьева (Москва, 12 – 14 ноября 1984 г.). Теоретические основы вертолётостроения и проектирование вертолётов. Москва, 1986. – С. 21 – 25.

6. Лебедь, В. Г. Математическая модель нелинейной аэродинамики несущего винта для задач моделирования динамики полета на вертолетных тренажерах [Текст] / В. Г. Лебедь, С. А. Калкаманов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2014. – № 111. – С. 42 – 48.

7. Лебедь, В. Г. Метод оперативного расчета аэродинамических характеристик рулевого винта вертолета для задач имитации динамики полета вертолета на тренажерах [Текст] / В. Г. Лебедь, С. А. Калкаманов // Наука і техніка повітряних сил Збройних сил України – X. : ХУПС ім. І. Кожедуба. – 2014. – № 2(15). – С. 48-52.

8. Белоцерковский, С. М. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью [Текст] / С. М. Белоцерковский, М. И. Ништ. – М. : Наука, 1978. – 311 с.

9. Лебідь, В. Г. Аерогідрогазодинаміка [Текст] : навчальний посібник / В. Г. Лебідь, Ю. І. Миргород, Є. О. Українець. – X. : ХУПС ім. Івана Кожедуба, 2011. – 415 с.

References

1. Dzhonson, U. *Teorija vertoleta* [The theory of helicopter]. Moscow, Mir Publ., 1983, book no. 1. 502 p.

2. Mil', M. L., Nekrasov, A. V., Braverman, A. S. *Vertolety. Raschet i proekti-rovanie* [Helicopters. Calculation and design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1966. 455 p.

3. Jur'ev, B. N. *Ajerodinamicheskij raschjot vertoljotov* [Aerodynamic calculation of helicopters]. Moscow, Oboronnaja pro'yshlennost' Publ., 1956. 559 p.

4. Vil'dgrube, L. S. *Vertoljoty. Raschety integral'nyh ajerodinamicheskikh harakteristik i ljotno-tehnicheskikh dannyh* [Helicopters. Calculations of the integral aerodynamic characteristics of flight and technical data]. Moscow, Mashinostr. Publ., 1977. 150 p.

5. Maslov, A. D. *Priblizhennyj metod rascheta ajerodinamicheskikh harakteristik soosnogo nesushhego vinta* [Approximate method of calculating aerodynamic characteristics of coaxial rotor]. *Trudy nauchnyh chtenij, posvjashhennyh pamjati akademika B. N. Jur'eva (Moskva, 12 – 14 nojabrja 1984 g.). Teoreticheskie osnovy vertoljotostroenija i proektirovanie vertoljotov – Proceedings of the scientific readings devoted to memory of academician B. N. (Moscow, 12 – 14 November 1984). Theoretical basics of structure and design of helicopters.* Moscow, 1986, pp. 21 – 25.

6. Lebed', V. G., Kalkamanov, S. A. *Matematicheskaja model' nelinejnoj aerodinamiki nesushhego vinta dlja zadach modelirovanija dinamiki poleta na vertoletnih trenazherah* [Mathematical model the nonlinear aerodynamics of the rotor for the purpose of modeling the flight dynamics for the helicopter simulators]. *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija*, 2014, no. 111, pp. 42-48.

7. Lebed', V. G., Kalkamanov, S. A. *Metod operativnogo rascheta ajerodinamicheskikh harakteristik rulevogo vinta vertoleta dlja zadach imitacii dinamiki poleta vertoleta na trenazherah* [A method of rapid calculation of aerodynamic characteristics of the tail rotor of the helicopter to the problems of simulation of the dynamics of helicopter flight simulators]. *Naukovo-tehnichnij zhurnal Nauka i tehnika povitrjanij sil Zbrojnih sil Ukraїni, national University of Air forces named after I. Kozhedub*, no. 2(15), 2014, pp. 48-52.

8. Belocerkovskij, S. M., Nisht, M. I. *Otryvnoe i bezotryvnoe obtekanie tonkih kryl'ev ideal'noj zhidkost'ju* [Separated and unseparated flow around thin wings by ideal fluid]. Moscow, Nauka Publ., 1978, 311 p.

9. Lebid', V. G., Myrgorod, Ju. I., Ukrai'neč', Je. O. *Aerogidrogazodinamika* [Airhydrogasdynamics]. Kharkov, national University of Air forces named after I. Kozhedub Publ., 2011. 415p.

Поступила в редакцию 06.09.2016, рассмотрена на редколлегии 16.09.2016

МЕТОД РОЗРАХУНКУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК РОТОРНОГО ГВИНТА

В. Г. Лебідь, С. А. Калкаманов, С. І. Пчельніков

Розроблено метод розрахунку аеродинамічних характеристик роторного гвинта, заснований на комбінації методу дискретних вихорів з методом плоских перерізів. За допомогою ітераційної процедури, що використовує просту вихрову схему, визначається місцевий кут атаки перерізу лопаті. Далі за відомими аеродинамічними характеристиками профілю обчислюються елементарні сили, що діють у перерізі лопаті. Процес ітерації повторюється до збіжності за нев'язкою, що визначається різницею між циркуляціями швидкості в кожному перерізі. Наведено результати розрахунків поляри чотирилопатного роторного гвинта на режимі висіння.

Ключеві слова: роторний гвинт, індуктивна швидкість, повна індуктивна швидкість, поляри роторного гвинта, сила тяги, підйомна сила.

THE METHOD OF CALCULATION OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS ROTARY SCREW

V. G. Lebed, S. A. Kalkamanov, S. I. Pchel'nikov

The method of calculation of aerodynamic characteristics of rotary propeller, based on the combination of the method of discrete vortices with the method of plane sections. Is proposed the iterative procedure using the simplest vortex scheme the local angle of attack of the blade section is determined. Further having known aerodynamic characteristics of the profile elemental forces acting in the cross section of the blade are calculated. The iteration process is repeated until the convergence of the residual error defined by the difference between the circulation speed in each section. The results of calculations of the polar four-bladed rotary propeller in hover mode are presented.

Key words: rotary screw, inductive speed, full scale effective speed, polar rotary screw, traction force, the lifting force.

Лебедь Валентин Георгиевич – канд. техн. наук, доцент, проф. каф. 103, Харьковський національний університет Воздушних Сил ім. І. Кожедуба, г. Харків, Україна.

Калкаманов Салим Аюпович – д-р техн. наук, проф., завідує кафедрою 104, Харьковський національний університет Воздушних Сил ім. І. Кожедуба, г. Харків, Україна.

Пчельников Сергей Иванович – начальник групи тренажного комплексу каф. 102, Харьковський національний університет Воздушних Сил ім. І. Кожедуба, г. Харків, Україна, e-mail: CthutqGxtkmybrjd@mail.ru.

Lebed' Valentin Georgievich – Candidate of Technical Science, Professor Dept. of aerodynamics and flight dynamics, Kharkiv national University of Air forces named after I. Kozhedub, Kharkov, Ukraine.

Kalkamanov Salim Ajupovich – doctor of technical Sciences, Professor, head of the Department of aviation tactics, Kharkiv national University of Air forces named after I. Kozhedub, Kharkov, Ukraine.

Pchel'nikov Sergej Ivanovich – the chief of group of the trainer Dept. of air navigation, Kharkiv national University of Air forces named after I. Kozhedub, Kharkov, Ukraine, e-mail: CthutqGxtkmybrjd@mail.ru.