

УДК 519.6: 629.735.4

В. Г. ЛЕБЕДЬ, С. А. КАЛКАМАНОВ, С. И. ПЧЕЛЬНИКОВ

*Харьковский национальный университет Воздушных Сил им. И.Кожедуба, Украина***ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ КОНЦЕВЫХ ПОТЕРЬ НА ЭКОНОМИЧЕСКУЮ ЭФФЕКТИВНОСТЬ РОТОРНОГО ВИНТА**

Статья посвящена количественной оценке эффективности роторных винтов. Представлено дальнейшее развитие метода расчета аэродинамических характеристик роторного винта для учета концевых потерь и индуктивного сопротивления. Приведены результаты исследований влияния геометрических параметров роторного винта на его экономическую эффективность. Предложен способ улучшения экономической эффективности летательного аппарата с роторным винтом в диапазоне малых и средних скоростей поступательного полета с помощью установки концевых аэродинамических поверхностей на лопастях.

Ключевые слова: роторный винт, концевые потери, потребляемая мощность, относительная мощность, крутящий момент, коэффициент тяги, индуктивная скорость.

Введение

Проекты летательных аппаратов (ЛА) с роторными винтами (циклокоптеры) появились еще на заре развития авиации [1–3]. В этих проектах применялись роторные винты, состоящие из нескольких лопастей, вращающихся вокруг горизонтальной оси, перпендикулярной к направлению горизонтального полета [1–4]. Однако практического применения циклокоптеры в начале XX века не получили. В начале XXI века развитие беспилотной авиации возродило интерес специалистов к циклокоптерам [1, 5, 6].

Роторные винты обеспечивают вертикальный взлет и посадку, и разумную скорость горизонтального полета. Но в тоже время недостатком роторных винтов является большое, по сравнению с несущими винтами вертолетов, значение потребляемой мощности на режимах взлета и горизонтального полета. Это связано с тем, что подъемная сила роторного винта создается лопастями не во всех азимутальных положениях, в то время как сопротивление вращению лопастей имеет место во всем диапазоне изменения азимутального угла. Кроме того, имеют место большие концевые потери на колеблющихся, относительно осевого шарнира, лопастях роторного винта.

Но в последние годы появился интерес к роторным винтам, у которых ротационная ось параллельна продольной оси ЛА [7, 8]. Так, на ЛА с четырьмя роторными винтами при двух ротационных осях обеспечиваются как обычные формы движения, а именно: управление скоростью V ($V = \text{var}$);

традиционное управление по тангажу ϑ ($V = \text{var}, \alpha = \text{var}, H = \text{var}$); управление по крену γ ($\gamma = \text{var}, \beta = 0$); управление по курсу ψ ($\psi = \text{var}, \beta = \text{var}, \gamma = \text{const}$), так и непосредственное управление аэродинамическими силами:

– изменение угла тангажа ϑ и высоты полета H при заданном постоянном угле атаки α ;

– изменение угла атаки α и высоты полета H при заданном постоянном угле тангажа ϑ ;

– изменение угла атаки α и тангажа ϑ при заданной постоянной величине нормальной перегрузки ЛА n_y ;

– изменение угла рыскания ψ при заданных постоянных углах скольжения β и крена γ ;

– изменение угла скольжения β при заданных постоянных углах крена γ и рыскания ψ ;

– изменение углов скольжения β и рыскания ψ при заданной постоянной величине поперечной перегрузки ЛА n_z , т.е. ротационное движение вокруг вертикальной оси по часовой стрелке и против часовой стрелки.

Компоновка ЛА с роторными винтами обеспечивает свободное пространство над кабиной пилота, что дает возможность пилоту безопасно катапультироваться, и свободное пространство ниже ротора, что позволяет избежать дополнительного сопротивления интерференции, возникающего при взаимодействии индуктивного потока от ротора с элементами ЛА.

Частота вращения роторных винтов значительно превышает частоту вращения несущих винтов вертолетов, что упрощает конструкцию трансмиссии ЛА с роторным винтом.

Но при всех положительных свойствах роторного винта его экономическая эффективность ниже экономической эффективности несущих винтов вертолетов, поэтому возникает задача количественной оценки эффективности роторных винтов и наметить пути ее повышения.

Экономическую эффективность целесообразно оценивать величиной потребной мощности, необходимой на создание одного килограмма силы тяги

$$\bar{N}_t = \frac{N}{T} \left[\frac{\text{л.с.}}{\text{кгс}} \right],$$

где \bar{N} – потребная мощность в лошадиных силах;

T – тяга, создаваемая роторным винтом в килограммах силы.

Для расчета \bar{N}_t можно воспользоваться методами расчета аэродинамических характеристик роторного винта, изложенных в работах [9, 10]. Но в этих работах не учитываются концевые потери. Если этими потерями пренебречь, то сила тяги при заданной величине мощности будет значительно завышена [11, стр. 71].

В методе, изложенном в [9], также не учитывается и индуктивное сопротивление. Поэтому для оценки эффективности роторного винта целесообразно развить метод работы [10] для учета концевых потерь.

Впервые учет концевых потерь на потребную мощность несущего винта был предложен Прандтлем [11]. Концевые потери уменьшают силу тяги несущего винта и увеличивают потребную мощность, так как при этом увеличивается индуктивная скорость. Для учета концевых потерь часто вводят эмпирическую поправку $K = 1,15$ на величину индуктивной скорости, полученной по импульсной теории [11, стр. 114].

Целью работы является усовершенствование метода расчета аэродинамических характеристик роторного винта [10] в части учета концевых потерь и исследование эффективности роторных винтов, в том числе с концевыми аэродинамическими поверхностями (КАП) на лопастях.

Основной материал

Для расчета полной индуктивной скорости на лопасти винта в методе работы [10] используется выражение

$$v_i = v_{ci} + \chi \Delta v_{si} |\cos \psi|, \quad (1)$$

где v_{ci} – собственные индуктивные скорости в центре i -го сечения лопасти от вихревой системы винта;

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

ψ – азимутальный угол лопасти;

χ – коэффициент индукции.

В данной работе коэффициент индукции определяется с помощью выражения

$$\chi = 0,48 \sqrt{\frac{v_{sj}}{\omega R}}, \quad (2)$$

где v_{sj} – осредненная индуктивная скорость в проекции на плоскость $O_g X_g Z_g$ [10];

ω – угловая скорость вращения роторного винта;

R – радиус роторного винта.

Использование выражения (2) позволяет учесть влияние концевых потерь на дополнительный прирост индуктивной скорости.

На рис. 1 показано сравнение результатов расчетов коэффициентов тяги t (кривые 1, 2) и крутящего момента m_k (кривые 4,5) с экспериментальными данными (кривая 3 – коэффициент тяги, кривая 6 – коэффициент крутящего момента), взятыми из работы [4]. Коэффициенты тяги и крутящего момента представлены в виде

$$t = \frac{T}{(0,5 \cdot \rho \cdot (\omega \cdot R)^2 \cdot D \cdot L)},$$

$$m_k = \frac{M_{кр}}{(0,5 \cdot \rho \cdot (\omega \cdot R)^2 \cdot D \cdot L \cdot R)},$$

где T – тяга роторного винта;

$M_{кр}$ – крутящий момент на валу ротора.

Данные на рис. 1 приведены для роторного винта с четырьмя лопастями длиной $L = 2,439$ м, диаметром ротора $D = 2,439$ м, хордой лопастей $b = 0,095$ м, угловой скоростью вращения $\omega = 37,5$ рад/с. Кривые 1, 4 соответствуют результатам расчетов по методу работы [10] при коэффициенте индукции $\chi = 1$, т.е. по импульсивной теории без учета концевых вихрей, сходящих с лопастей, а кривые 2, 5 – результатам расчетов с использованием выражения (2) для учета концевых потерь. Анализ представленных данных показывает, что учет

концевых потерь в методе [10] позволяет существенно повысить точность расчетного метода.

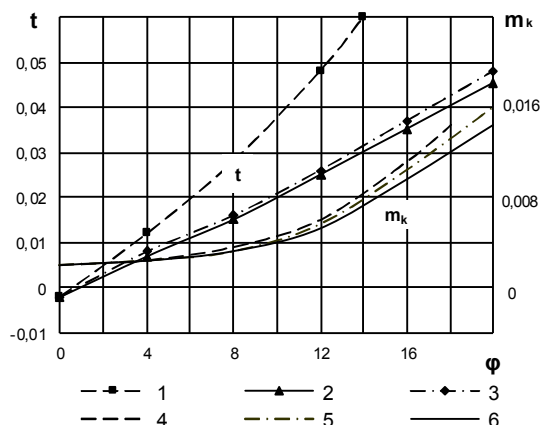


Рис. 1. Зависимость коэффициентов тяги и крутящего момента от угла установки лопастей роторного винта

На рис. 2 представлены результаты исследования зависимости относительной потребляемой мощности роторного винта \bar{N}_t от угла установки лопастей φ и от основных геометрических параметров ротора. Геометрические характеристики исследованных роторных винтов приведены в табл. 1.

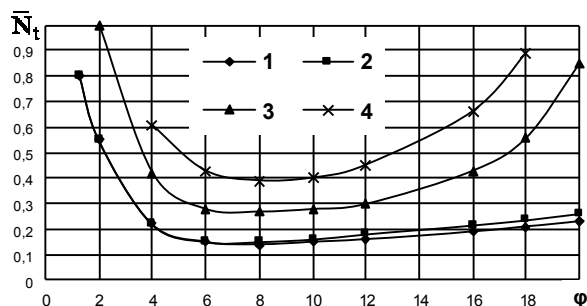


Рис. 2. Зависимости $\bar{N}_t = f(\varphi)$ для роторных винтов с различными геометрическими параметрами

Таблица 1
Геометрические характеристики роторных винтов

№ кривой на рис. 2	D, м	L, м	b, м	ω , рад/сек
1	2,438	2,438	0,095	37,5
2	3	5	0,095	37,5
3	3	5	0,25	37,5
4	3	5	0,25	60

Анализ данных, приведенных на рис. 2, показывает, что внешние геометрические параметры

ротора – D и L, мало влияют на экономическую эффективность роторного винта \bar{N}_t . Относительная величина потребляемой мощности ЛА с роторным винтом существенно увеличивается с ростом угловой скорости вращения лопастей и длины хорды. Также следует отметить, что существуют оптимальные углы установки лопастей (например, для роторного винта с угловой скоростью вращения лопастей 60 рад/сек – $\varphi_{\text{опт}} \approx 9^\circ$), где зависимости $\bar{N}_t = f(\varphi)$ имеют минимальные значения.

Наиболее эффективным способом улучшения экономической эффективности роторного винта является использование на лопастях винта законцовок в виде концевых крылышек (шайб Уиткомба). Так, на самолете Boeing-737MAX использование концевых крылышек в виде двойного пера привело к уменьшению расхода топлива на 7%. Концевые крылышки используются на винтах военного транспортного самолета C-130 Super Hercules, на лопастях вертолета Agusta Westland AW101.

Представленные в работе [12, 13] результаты экспериментов показывают, что установка концевых крылышек приводит к значительному ослаблению интенсивности концевой вихревой жгуты крыла, что приводит к заметному увеличению производной $\frac{dC_y}{dX}$, увеличению максимального значения коэффициента подъемной силы и снижению коэффициента сопротивления C_{xa} за счет уменьшения индуктивного сопротивления.

Для исследования влияния концевых крылышек на экономическую эффективность роторного винта рассматривался винт с диаметром $D=3$ м, длиной $L=5$ м и хордой лопастей $b=0,5$ м, с угловой скоростью вращения лопастей 90 рад/сек. На концах лопастей перпендикулярно плоскости хорд располагались крылышки с профилем NACA-0012, длиной $l_k=5$ м, хордой $b_k=0,5$ м, сужением $\eta=4$ и углом установки $\varphi_k=12^\circ$.

Концевые крылышки практически не влияют на тягу роторного винта, но увеличивают потребляемый крутящий момент ротора. Дополнительный потребляемый крутящий момент, возникающий за счет установки крылышек равен

$$\Delta M_{\text{кр}} = \frac{K_Z}{\pi} \int_0^{2\pi} X_{\text{кр}} R_c d\psi,$$

где K_Z – количество лопастей на роторе;

$$X_{\text{кр}} = C_{xa} \frac{\rho V_c^2}{2} b_k l_k - \text{сопротивление крылышка}$$

на спице ротора;

$V_c = \sqrt{(R_c \cdot \omega)^2 + V_\infty^2}$ – скорость воздушного потока;

R_c – расстояние от оси ротора до центрального сечения крылышка;

C_{xa} – коэффициент сопротивления профиля крылышка при угле атаки $\alpha_k = \varphi_k$, рассчитанный по методике [14].

На рис. 3 представлены результаты расчетов коэффициента тяги – t и относительной потребляемой мощности – \bar{N}_t роторного винта в зависимости от скорости полета V_∞ . Сплошной линией представлены зависимости $t = f(V_\infty)$ и $\bar{N}_t = f(V_\infty)$ для роторного винта без концевых крылышек, пунктирной линией – с концевыми крылышками. В табл. 2 приведены численные значения функций $t = f(V_\infty)$ и $\bar{N}_t = f(V_\infty)$.

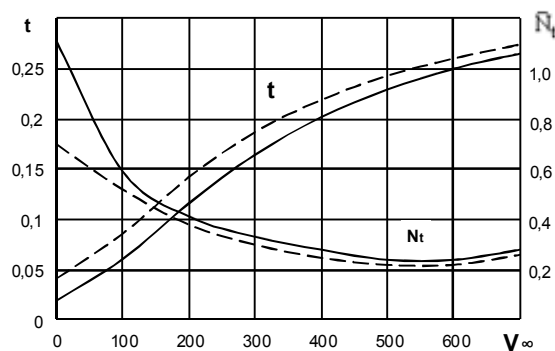


Рис. 3. Зависимости $t = f(V_\infty)$ и $\bar{N}_t = f(V_\infty)$ роторного винта с концевыми крылышками (пунктирная линия) и без концевых крылышек (сплошная линия) от скорости полета

Таблица 2
Поляры роторных винтов с КАП и без КАП

V_∞ , км/ч	Роторный винт без КАП		Роторный винт с КАП	
	t	\bar{N}_t	t	\bar{N}_t
0	0,0191	1,14	0,0413	0,706
100	0,0605	0,572	0,0858	0,4757
200	0,116	0,4106	0,142	0,359
300	0,1645	0,336	0,187	0,301
400	0,2016	0,295	0,219	0,27
500	0,229	0,279	0,243	0,259
600	0,25	0,2768	0,26	0,261
700	0,265	0,2865	0,274	0,273

Несмотря на то, что концевые крылышки увеличивают потребляемую мощность для роторного винта, они позволяют значительно уменьшить индуктивную скорость на лопастях роторного винта, что приводит к уменьшению индуктивного сопротивления и повышению эффективности роторного винта.

Заключение

Приведенный анализ и исследования роторного винта показали, что он хорошо komponуется на летательных аппаратах. Для повышения экономической эффективности ЛА с роторными винтами, т.е. уменьшения относительной потребляемой мощности целесообразно использовать дополнительные аэродинамические поверхности, выполненные в виде крылышек на концах лопастей. Они эффективны на малых скоростях, т.е. на режимах полета, где необходимы большие значения потребляемой мощности. На больших скоростях они неэффективны, так как с увеличением скорости полета индуктивная скорость уменьшается вследствие роста массового расхода воздуха через ротор винта.

Литература

1. Циклокоптер. Материал из Википедии — свободной энциклопедии [Электр ресурс] / – Режим доступа: <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A6%D0%B8%D0%BA%D0%BB%D0%BE%D0%BA%D0%BE%D0%BF%D1%82%D0%B5%D1%80> – 4.11.2016 г.
2. Шавров, В. Б. История конструкций самолетов в СССР (до 1938 г.) [Текст] / В. Б. Шавров – М. : Машиностроение, 1978. – 577 с
3. Дузь, П. Д. История воздухоплавания и авиации в России (1914–1917 гг.) [Текст] / П. Д. Дузь – М. : Машиностроение, 1981. – 272 с
4. Wheatley, J.B. Wind-tunnel tests of a cyclogiro rotor - [Text] / J.B. Wheatley, R. Windier NASA N 528 – Washington, 1935. – 29 p.
5. The Cyclogyro [Text] // Vertiflight, The American Helicopter Society – 2005. – Vol. 51, No. 2. – P. 16–19.
6. Yu, H. The Development of cyclogyro [Electronic resource] / H. Yu, L. K. Bin // Dept. of Mechanical Engineering, National University of Singapore. – Access mode: <https://translate.google.com.ua/#ru/en/%D0%AD%D0%BB%D0%B5%D0%BA%D1%82%D1%80> – 02.19.2007.
7. Schwaiger, M. United States Patent № PCT/AT2003/000371 Aircraft [Text] / M. Schwaiger filed on Dec. 18, 2003; Prior Publication Data Dec. 15, 2005. – 38 p.

8. Пат 2 245 824 Российская Федерация, МПК7 В 64 С 29/00, 29/02. Ротоплан [Текст] / Мазин Н.Г. ; заявл. 28.05.01 ; опубл. 10.02.05, Бюл. № 4. – 12 с. : ил.

9. Wheatley, J. B. *Aerodynamic analysis the cyclogiro rotating-wing* [Text] / J. B. Wheatley NASA N 528 – Washington, 1933. – 29 p.

10. Лебедь, В. Г. Метод расчёта аэродинамических характеристик роторного винта [Текст] / В. Г. Лебедь, С. А. Калкаманов, С. И. Пчельников // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2016. – № 5(132). – С. 29–34.

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

12. Кожан, В. Г. Расчет аэродинамической эффективности вертикальных концевых поверхностей [Текст] / В. Г. Кожан // *Ученые записки ЦАГИ* – 1982. – Т. XIII, № 1. – С. 64-69.

13. Влияние на аэродинамику крыла и несущего винта установки небольших концевых крылышек [Текст] / Б. Н. Бурцев, Е. С. Возжаев, М. А. Головкин, Е. В. Головкина, В. П. Горбань // *Ученые записки ЦАГИ*. – Т. XXXVI, № 3-4. – 2005.

14. Лебедь, В. Г. Приближенный метод расчета аэродинамических характеристик профиля при углах атаки от 0^0 до 360^0 [Текст] / В. Г. Лебедь, С. А. Калкаманов, Е. Ю. Иленко // *Системы обработки информации*. – Х. : ХУПС, 2014. – Вып. 4(120). – С. 81-84.

5. Vertiflight, The American Helicopter Society. *The Cyclogyro*, 2005, vol. 51, no. 2, pp. 16–19.

6. Yu, H. Bin, L. K. *The Development of cyclogyro*. Dept. of Mechanical Engineering, National University of Singapore Publ., Available at: <https://translate.google.com.ua/#ru/en/%D0%AD%D0%BB%D0%B5%D0%BA%D1%82%D1%80> (Accessed 02.19.2007).

7. Schwaiger, M. *Aircraft United States Patent № PCT/AT2003/000371*, 2003.

8. Mazin, N. G. *Rotoplan* [Rotoplan]. Patent RF, № 2 245 824, 2005. 12 p.

9. Wheatley, J.B. *Aerodynamic analysis the cyclogiro rotating-wing*. Washington, NASA N 528 Publ., 1933. 29 p.

10. Lebed', V. G., Kalkamanov, S. A., Pchel'nikov, S. I., Metod raschjota ajerodinamicheskikh harakteristik rotornogo vinta [The method of calculating the aerodynamic characteristics of the rotary screw]. *Aviacionno – kosmicheskaja tehnika i tehnologija - Aerospace Engineering and Technology*, 2016. no. 5(132), pp. 29–34.

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

12. Kozhan, V. G. Raschet ajerodinamicheskoy jefektivnosti vertikal'nyh koncevnyh poverhnostej [The calculation of the aerodynamic efficiency of the vertical end surfaces]. *Uchenye zapiski CAGI*, 1982, vol. 13, no. 1, pp. 64-69.

13. Burcev, B. N., Vozhdaev, E. S., Golovkin, E. V., Golovkina, M. A., Gorban' V. P. Vlijanie na ajerodinamiku kryla i nesushhego vinta ustanovki nebol'shih koncevnyh krylyshek [The effect on the aerodynamics of the wing and rotor installation of small end wings]. *Uchenye zapiski CAGI*, 2005, vol. 36, no. 3-4.

14. Lebed', V. G., Kalkamanov, S. A., Ilenko, E. Ju. *Priblizhennyj metod rascheta ajerodinamicheskikh harakteristik profilja pri uglah ataki ot 0^0 do 360^0* [An approximate method for calculating the aerodynamic profile with angles of attack from 0^0 to 360^0]. *Sistemy obrabotki informacii*, Kharkov, national University of Air forces named after I. Kozhedub Publ., 2014. vol. 4(120), pp. 81-84.

References

1. *Ciklokopter* [Cyclogyro]. Available at: <http://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A6%D0%B8%D0%BA%D0%BB%D0%BE%D0%BA%D0%BE%D0%BF%D1%82%D0%B5%D1%80> (Accessed 4.11.2016).

2. Shavrov, V. B. *Istorija konstrukcij samoletov v SSSR (do 1938 g.)* [History of aircraft construction in the USSR (until 1938)]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1978. 577 p.

3. Duz', P. D. *Istorija vozduhoplavanija i aviacii v Rossii (1914—1917 gg.)* [The history of aeronautics and aviation in Russia (1914-1917)]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1981. 272 p.

4. Wheatley, J. B Windier, R. *Wind-tunnel tests of a cyclogiro rotor*. Washington, NASA N 528 Publ., 1935. 29 p.

Поступила в редакцию 31.12.2016, рассмотрена на редколлегии 15.02.2017

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ КІНЦЕВИХ ВТРАТ НА ЕКОНОМІЧНУ ЕФЕКТИВНІСТЬ РОТОРНОГО ГВИНТА

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

Стаття присвячена кількісній оцінці ефективності роторних гвинтів. Представлено подальший розвиток методу розрахунку аеродинамічних характеристик роторного гвинта для обліку кінцевих втрат і індуктивного опору. Наведено результати досліджень впливу геометричних параметрів роторного гвинта на його економічну ефективність. Запропоновано спосіб поліпшення економічної ефективності літального апарату з роторним гвинтом в діапазоні малих і середніх швидкостей поступального польоту за допомогою встановлення кінцевих аеродинамічних поверхонь на лопатях.

Ключеві слова: роторний гвинт, кінцеві втрати, потрібна потужність, відносна потужність, крутний момент, коефіцієнт тяги, індуктивна швидкість.

RESEARCH OF INFLUENCE END LOSSES ON ECONOMIC EFFICIENCY ROTARY SCREW

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

The article is devoted to the quantitative assessment of the effectiveness of rotary screws. Presented by the further development of the method of calculating the aerodynamic characteristics of the rotary screw terminal for accounting losses and inductive reactance. The results of studies of the influence of geometric parameters of rotary screw on its cost-effectiveness. A method for improving the economic efficiency of the aircraft with rotary screw in the range of small and medium speeds forward flight by setting the limit of the aerodynamic surfaces on the blades.

Key words: rotary screw, end loss, required power, relative power, torque, coefficient of friction, inductive speed.

Лебедь Валентин Георгиевич – канд. техн. наук, доцент, проф., Харьковский национальный университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков, Украина.

Калкаманов Салим Аюпович – д-р техн. наук, проф., заведующий каф. 104, Харьковский национальный университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков, Украина.

Пчельников Сергей Иванович – преподаватель каф.103, Харьковский национальный университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, г. Харьков, Украина, e-mail: CthutqGxtkmybrjd@mail.ru.

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

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

Sergej Ivanovich Pchel'nikov – teacher Dept. aerodynamics and flight dynamics, Kharkiv national University of Air forces named after I. Kozhedub, Kharkov, Ukraine, e-mail: CthutqGxtkmybrjd@mail.ru.