

УДК 629.735.33

В.Г. Лебідь, канд. техн. наук,
С.А. Калкаманов, д-р техн. наук,
С.І. Пчельніков

ПОРІВНЯЛЬНИЙ АНАЛІЗ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЬОТУ І ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА З РОТОРНИМИ ГВИНТАМИ

Розвиток авіаційної науки та техніки, зокрема аеродинаміки, автоматизованих систем керування, нових матеріалів і технологій [1–3], створили базу для реалізації багатьох проектів. Одним з таких проектів є ротороплан (інша назва – циклокоптер, цикложир [4]) – літальний апарат (ЛА), в якому для створення тяги та піднімальної сили використовуються роторні гвинти. Схема відома з початку ХХ століття [4], однак перші польоти літальних апаратів – дронів, побудованих за цією схемою, були здійснені тільки на початку ХХІ століття [5, 6]. Ротороплан має ті ж переваги, що й гвинтокрил: можливість вертикального зльоту, зависання в повітрі, але аеродинаміка ротороплана відрізняється від аеродинаміки гвинтокрила. Тому практичну значущість представляє порівняння аеродинаміки гвинтокрила [7, 8] та ЛА з роторними гвинтами [9, 10], а саме порівняльна оцінка аеродинамічних характеристик ротороплана поздовжньої схеми – ЛА з роторними гвинтами, що розташовані паралельно поздовжній осі, та найбільш широко поширеного гвинтокрила – вертольота одnogвинтової схеми.

Метою статті є порівняльний аналіз аеродинамічних характеристик вертольота одnogвинтової схеми та літального апарата з роторними гвинтами поздовжньої схеми.

Несучий гвинт (НГ) вертольота має суттєві обмеження щодо швидкості польоту, пов'язані з особливостями обтікання наступаючої лопаті, на якій швидкість її обтікання зі збільшенням швидкості польоту наближається до надзвукової, і відступаючої лопаті, на якій на великих швидкостях польоту виникає зрив потоку [7]. Виникнення зон зриву потоку і зворотного обтікання на відступаючій лопаті та зони хвильового кризу на наступаючій лопаті (рис. 1) на граничних режимах польоту обумовлює появу критичних режимів польоту «вальожка» та «зривний підхват».

Маховий рух лопатей призводить до коливання повітряного потоку, що обтікає лопать, і створення шуму [7, 11]. Бажання збільшити площу, що омитається несучим гвинтом, вимагає збільшення довжини лопаті, що призводить до зростання деформації лопаті на вигин і негативного впливу повітряного потоку [11]. Ця обставина обмежує застосування вертольотів по величині та напрямку вітру. Зазвичай, НГ розташовується над фюзеляжем або крилом. Обтікання їх потоком від гвинта створює великий опір і тим самим втрачається значна частина тяги НГ.

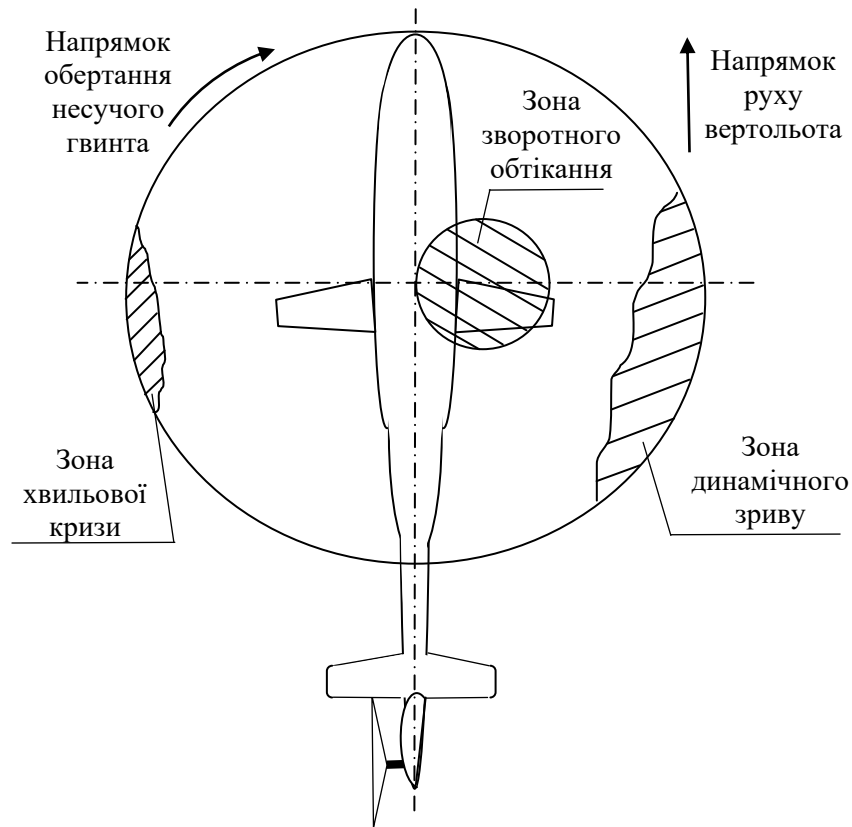


Рисунок 1 – Зони динамічного зриву, зворотного обтікання та хвильової кризи на несучому гвинті

Також для вертольота характерний режим «вихрового кільця» несучого гвинта, який виникає при зниженні вертольота з працюючими двигунами і вертикальною швидкістю (V_y), яка дорівнює чи перебільшує індуктивну швидкість (v_i) від НГ [12]: $V_y = -(0,5 \dots 1,5) v_i$. Пояснюється це утворенням зони циркуляційного руху повітря при взаємодії індуктивного та зустрічного потоків, що практично не відкидається. При цьому значно зменшується сила тяги несучого гвинта, зростає вертикальна швидкість, що, у свою чергу, призводить до довільного зниження вертольота.

Зазначені негативні аеродинамічні явища відсутні у роторного гвинта.

Роторний гвинт (РГ) являє собою колесо з крилами-лопатями, що змінюють кут атаки з позитивного на негативний при обертанні, створюючи піднімальну силу лопаті та тягу РГ (T_v) (рис. 2). Крок профілів (кут установлення) змінюється колективно за допомогою контрольного кільця (яке розташоване ексцентрично відносно осі обертання ротора) зі штангами до всіх лопатей або для кожної лопаті індивідуально регулюється й коригується системою управління [4].

РГ дозволяє досягти великих швидкостей польоту порівняно з НГ, оскільки у РГ відсутні недоліки НГ вертольота, пов'язані з особливостями обтікання наступаючої та відступаючої лопатей. Однак лопаті роторного гвинта працюють у більш складних умовах обтікання. Особливостями

роботи РГ є відмінності спектра обтікання верхніх і нижніх лопатей. Верхні лопаті обтікаються практично незбуреним потоком повітря. Нижні лопаті підпадають під суттєвий вплив скошу потоку від збурених швидкостей v_i , що індуковані верхніми лопатями (рис. 3). Зазначені особливості відрізняють аеродинаміку РГ від аеродинаміки НГ.

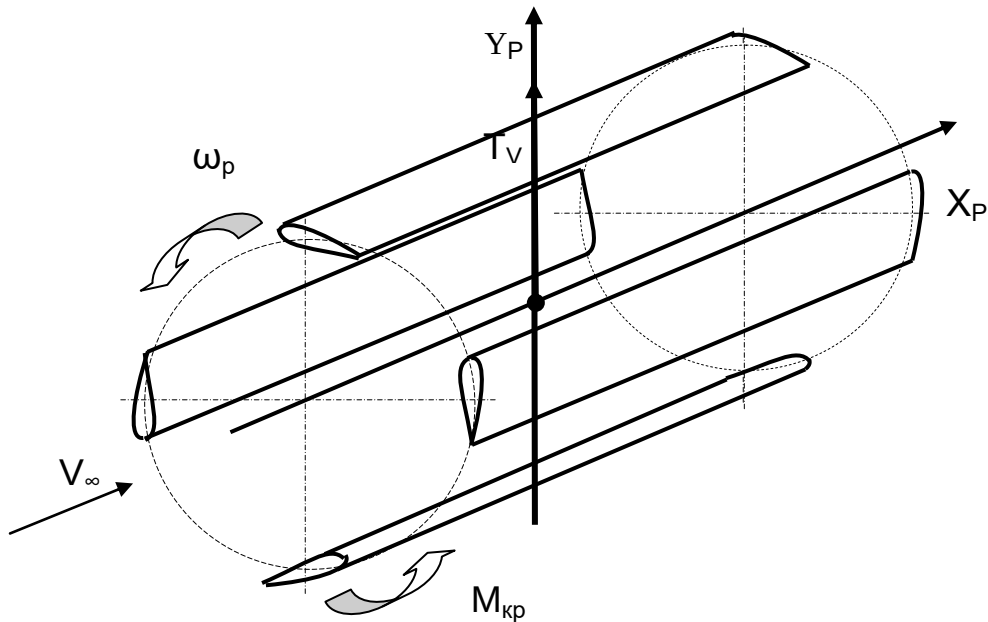


Рисунок 2 – Тяга та крутний момент роторного гвинта

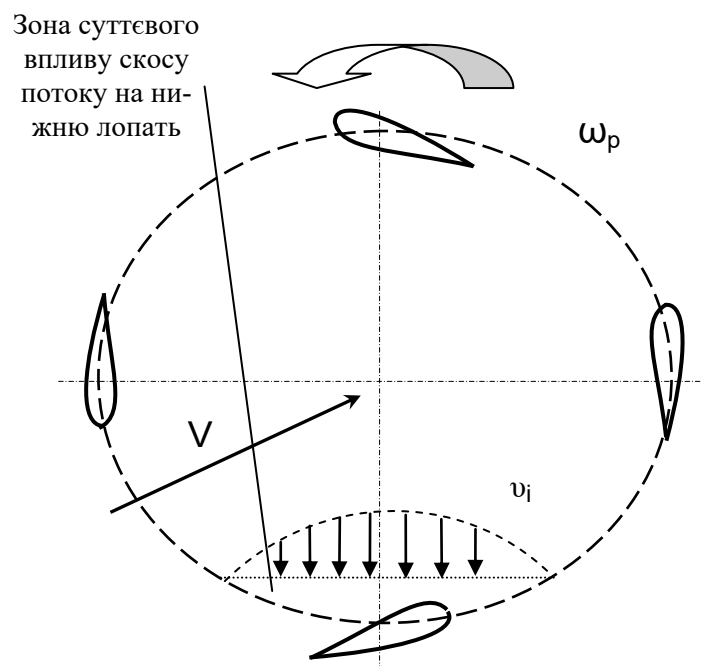


Рисунок 3 – Зона суттєвого впливу скошу потоку на нижню лопать

Авторами розроблено метод розрахунку аеродинамічних характеристик роторного гвинта [9], за допомогою якого проведено дослідження та порівняльне оцінювання аеродинамічних характеристик ЛА з РГ та гвинтокрилів. На рис. 4 зображено загальний вигляд проекту ротороплана на повздовжньої схеми з тандемно розташованими крилами [13].

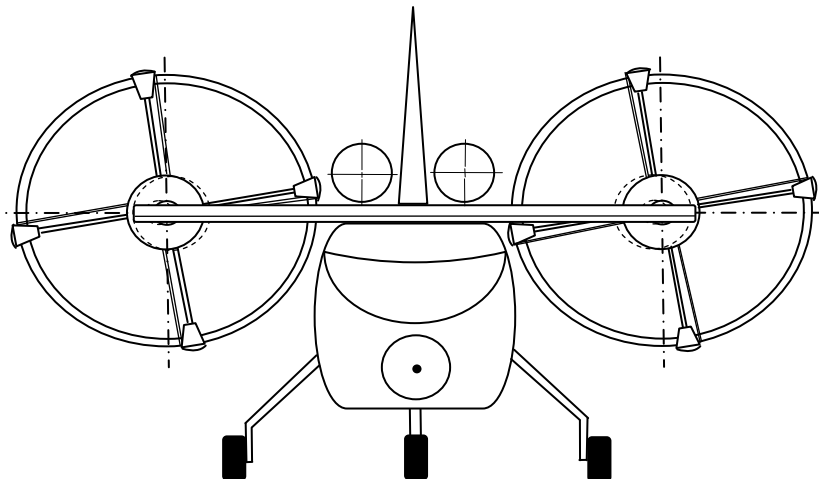


Рисунок 4 – Ротороплан повздовжньої схеми

Результати розрахунків аеродинамічних характеристик ротороплана показали значну величину кінцевих втрат РГ [9, 10], для зменшення яких в роботі [10] запропоновано застосовувати кінцеві аеродинамічні поверхні.

На рис. 5 наведено результати розрахунку поляри $t = f(m_k)$ роторного гвинта на режимі висіння для різних значень колової швидкості РГ – $\omega R = 150; 180; 210$ м/с. Коефіцієнти тяги й крутного моменту подано у вигляді

$$t = \frac{T}{0,5 \cdot \rho \cdot (\omega R)^2 \cdot D \cdot L}; \quad (1)$$

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

де L – довжина лопаті;
 D – діаметр роторного гвинта;
 ρ – густина повітря.

Досліджувався роторний гвинт – з профілем NACA – 0012, $L = 5$ м, $D = 2R = 3$ м, хордою лопаті $b = 0,7$ м.

Для порівняння на рис. 6 наведено аналогічні поляри несучого гвинта вертольота Ми-35 [14] на режимі висіння.

Аналіз залежності $t = f(m_k)$ показує, що на режимі осьового обтікання для ротороплана потрібна більша потужність для створення крутного моменту обертання роторних гвинтів, ніж для вертольота Ми-35.

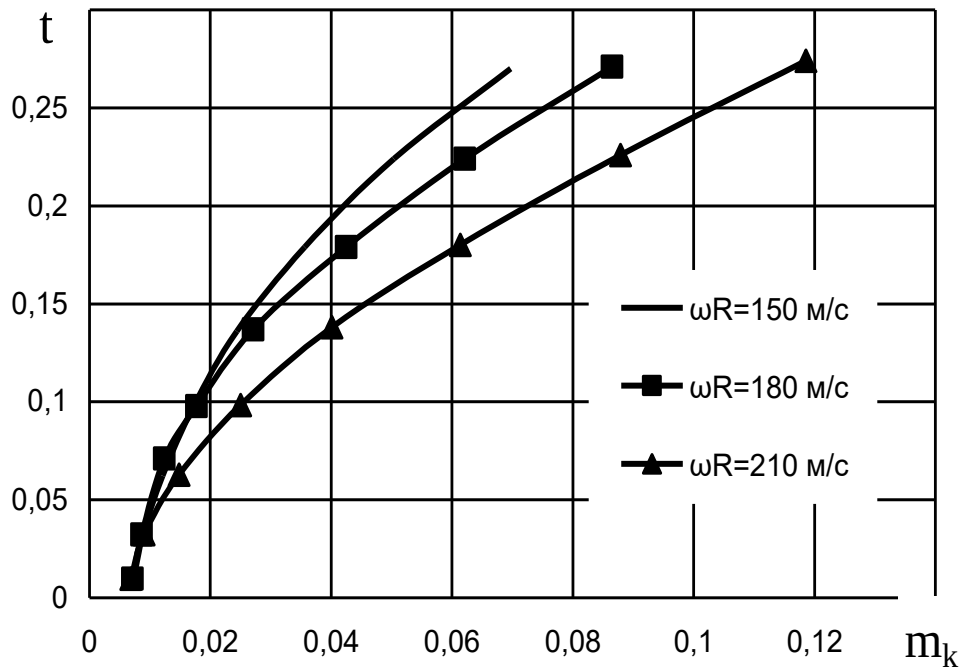


Рисунок 5 – Поляра роторного гвинта на режимі висіння

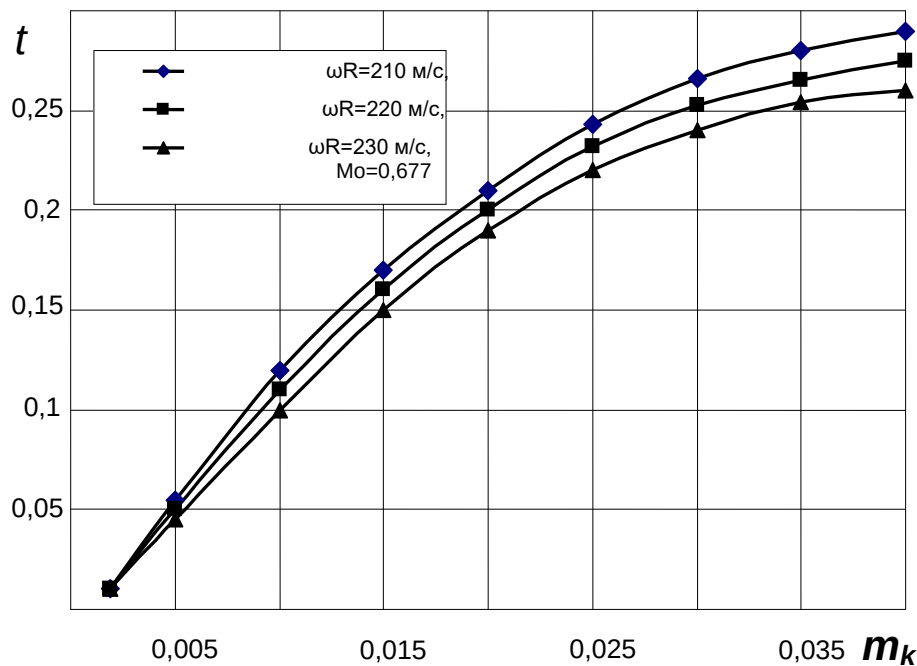


Рисунок 6 – Поляра несучого гвинта вертольота Ми-35 на режимі висіння

Результати дослідження залежності відносної потрібної потужності роторного гвинта $\bar{N}_t = f(\phi)$ від кута встановлення лопатей і від основних геометричних параметрів ротора показали, що діаметр D і довжина лопаті L не суттєво впливають на економічну ефективність роторного гвинта. Відносна величина потрібної потужності ЛА з роторним гвинтом істотно збільшується при зростанні кутової швидкості обертання лопатей

і довжини хорди. Також слід зазначити, що існують оптимальні кути встановлення лопатей (наприклад, для роторного гвинта з кутовою швидкістю обертання лопатей $60 \text{ рад/с} - \phi \approx 9^\circ$), де залежності $\bar{N}_t = f(\phi)$ набувають мінімальних значень [10].

Графіки залежності відносної потрібної потужності, яка необхідна для горизонтального польоту, від швидкості польоту для вертольота Ми-35 та ротороплана з тандемно розташованими крилами і без крил наведено на рис. 7. Аналіз залежності $\bar{N}_t = f(\phi)$ показує, що на малих швидкостях польоту потрібна потужність для здійснення горизонтального польоту ротороплана буде суттєво перевищувати потужність для здійснення горизонтального польоту Ми-35: на режимі осьового обтікання $\bar{N}_t = 0,34$ для Ми-35 та $\bar{N}_t = 0,64$ для ротороплана. Економічна швидкість (V_e) ротороплана буде приблизно складати 380 км/год у порівнянні з 140 км/год для Ми-35. Зі збільшенням швидкості польоту до V_e відносна потрібна потужність для здійснення горизонтального польоту буде зменшуватися і досягати мінімального значення: $\bar{N}_t = 0,15$ для Ми-35 та $\bar{N}_t = 0,12$ для ротороплана з тандемно розташованими крилами. Таким чином, ротороплан порівняно з вертольотом Ми-35 має більшу економічну, крейсерську та максимальну швидкості польоту.

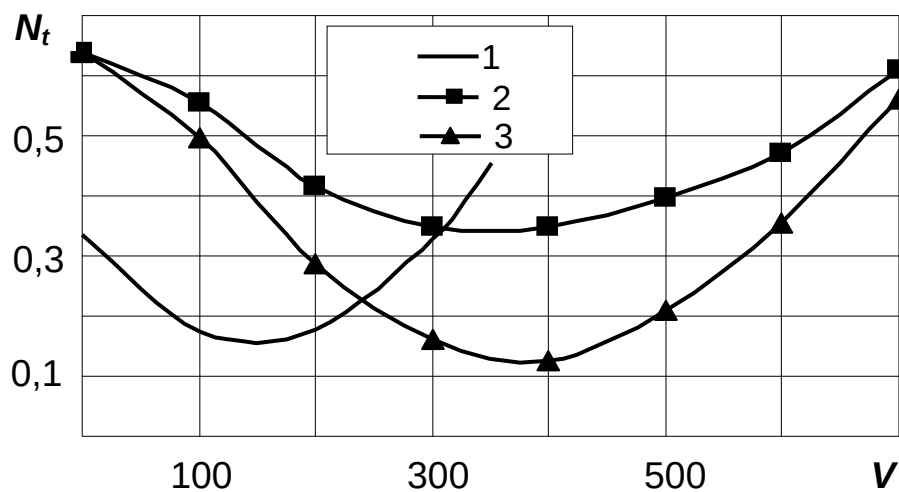


Рисунок 7 – Графіки залежності відносної потужності, що необхідна для горизонтального польоту, від швидкості польоту для вертольота Ми-35 (1) і ротороплана без крил (2) і з крилами (3)

На рис. 8 наведено теоретичні діапазони висот і швидкостей ротороплана та вертольота Ми-35 з нормальною злітною масою на номінальному режимі роботи двигунів. Аналіз наведених даних показує, що запропонований ЛА з роторним гвинтом дозволяє досягти динамічної стелі

близько 8500 м і максимальної експлуатаційної горизонтальної швидкості 700 км/год.

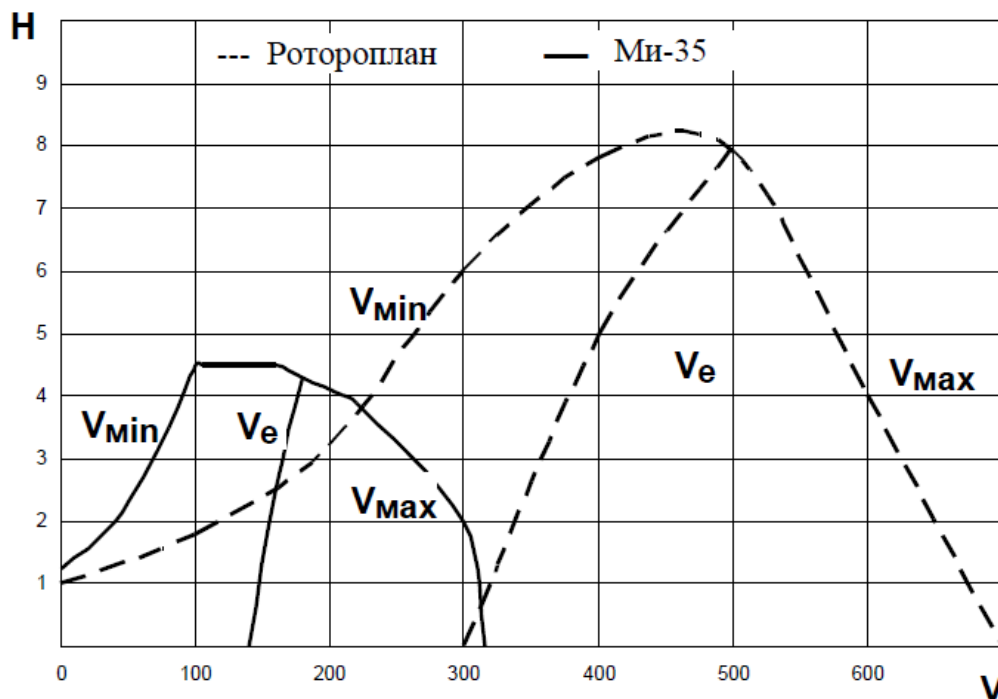


Рисунок 8 – Діапазон висот і швидкостей ротороплана та вертольота Ми-35

Висновки

Результати досліджень показують, що ротороплан поздовжньої схеми – ЛА з роторними гвинтами, що розташовані паралельно поздовжній осі, дозволяє досягти крейсерської швидкості приблизно 500 км/год і максимальної швидкості 700 км/год.

При всіх позитивних властивостях роторного гвинта його економічна ефективність на малих швидкостях польоту нижче несучих гвинтів.

Список використаних джерел

1. Spalart P. R. Philosophies and fallacies in turbulence modeling, Progress in Aerospace Sciences.– 2015.– 74(1).P. 1 – 15p.
2. Бражкин В.М., Герасимов Г.И. Развитие интегрированных комплексов бортового оборудования самолетов нового поколения // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2008. – № 2. – С. 24–29.
3. Кондратьев А.В. Концепция оптимального проектирования изделий авиакосмической техники из полимерных композиционных материалов / А.В. Кондратьев // Системні технології: регіональний міжвузівський зб. наук. праць. – Вып. 4 (75). – Днепропетровск, 2011. – С. 28 – 34.
4. Siklokopter [Cyclogyro]. Available at: <https://ru.wikipedia.org/wiki/>

Ciklokopter (Accessed 4.11.2016).

5. Yun C. Y., Park I., Lee H. Y., Jung J. S., Hwang I. S., Kim S. J., Sung J. N. / A New VTOL UAV Cyclocopter with Cycloidal Blades System/ Presented at the American Helicopter Society 60th Annual Forum, Baltimore, MD, June 7-10, 2004.

6. Yu H. The Development of cyclogyro [Electronic resource] / H.Yu, L.K. Bin // Dept. of Mechanical Engineering, National University of Singapore – Access mode: <http://serve.me.nus.edu.sg/cyclocopter/> – 02.19.2007.

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

8. Лебедь В.Г. Математическая модель нелинейной аэродинамики несущего винта для задач моделирования динамики полета на вертолетных тренажерах /В. Г. Лебедь, С.А. Калкаманов // Авиационно-космическая техника и технология – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». - 2014. – Вып. 4 (111). – С. 42 - 48.

9. Лебедь В.Г. Метод расчета аэродинамических характеристик роторного винта /В. Г. Лебедь, С.А. Калкаманов, С.И. Пчельников // Авиационно-космическая техника и технология – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». - 2016. – Вып. 4 (111). – С. 42 - 48.

10. Лебедь В.Г. Исследования влияния концевых потерь на экономическую эффективность роторного винта /В. Г. Лебедь, С.А. Калкаманов, С.И. Пчельников // Авиационно-космическая техника и технология – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». - 2017. – Вып. 1 (111). – С. 42 - 48.

11. Вертолеты. Расчет и проектирование / М. Л. Миль, А. В. Некрасов, А. С. Браверман и др. – М.: Маш., 1966. – 454 с.

12. Аеродинаміка та динаміка польоту вертольота. Ч. 1. Аеродинаміка вертольота: навч. посіб. / А. Г. Зінченко, О. О. Бурсала, О. Л. Бурсала та ін.; за заг. ред. А. Г. Зінченка. – Х.: ХНУПС, 2016.

13. Патент на корисну модель №123483 Україна, МПК (2018.01) B64C 39/08 (2006.01), B64C 29/00. Швидкісний маневрений літальний апарат вертикального зльоту та посадки з роторними гвинтами / Лебідь В.Г., Калкаманов С.А., Пчельніков С.І.; заявник та патентовласник ХНУПС. – № и 2017 09894, заявл. 12.10.2017; опубл. 26.02.2018. Бюл. №4.

14. Вертолет Ми-35 Техническое описание, книга 1 Летно-технические характеристики. – М.: Маш., 1981. – 47 с.

Поступила в редакцию 29.01.2018.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. Є.О. Українець,
Харківський національний університет Повітряних Сил
ім. І. Кожедуба, м. Харків.*