

УДК 629.735.43

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/2219-3804182018134708>

**І. В. Лучко**<sup>1</sup>, бакалавр, **Д. М. Зінченко**<sup>2</sup>, доцент, к.т.н.

### **ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ РОТОРА АВТОЖИРА З ВЕРТИКАЛЬНИМ ЗЛЬОТОМ**

**En**

Nowadays autogyros are becoming increasingly popular in the world of Ultralight aviation. This is not surprising, after all, they have excellent performance in comparison with equivalent airplanes and helicopters, such as: safety, high speed range, ease of control, maneuverability and efficiency in operation (compared to the helicopter). Next level of the autogyro development is the capability of vertical takeoff and landing. Thus, the aircraft with excellent performance combining the aircraft and helicopter, considerably more economical and without an aerodrome basing is provided.

Several attempts to design vertically flying autogyro have been made since early 1930s. During that period 32 different models of autogyros were built. However, there are only 3 certified vehicles and only 1 serial. Statistics explicitly is for sure not on the side of such kind of transport, but analyzing each history, we could highlight the basic aspects that possibly prevented jump takeoff autogyro from becoming commercially successful:

–absence of the modern autogyros vertical takeoff theory (modern apparatuses significantly differ from autogyros designed in 1930s);

---

<sup>1</sup> НТУУ «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», факультет авіаційних і космічних систем

<sup>2</sup> НТУУ «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», кафедра приладів та систем керування літальними апаратами

- a long way to the prototype creating, that means high costs and big risks for project (on average normally jumping takeoff autogyro was built about 10 years);
- the borrowing from helicopter components leads to significant increase in the cost of the apparatus.

The analysis of statistics shows that "jumping" autogyro is a reality but it requires fundamental theoretical and practical research to achieve the project's success. In this article the following parameters of the rotor are examined:

- geometric parameters of the blade and rotor (aerodynamic airfoil, chord, diameter, etc.)
- mass-inertial characteristics (blade weight, revolutions during takeoff and horizontal flight, potential energy, etc.);
- an algorithm that determines the jump parameters in accordance with the initial data is created;
- recommendations for choosing the parameters for the vertical takeoff autogyros are given.

Therefore, taking into account the autogyro vertical takeoff process, it is possible to reduce significantly the risks and to achieve positive results in the creation of a hybrid machine.

**Ru**

В данной статье рассматриваются проблемы выполнения вертикального взлета автожира. Проанализирован процесс и условия работы несущего винта автожира при наборе высоты. Оценено влияние аэродинамического профиля и формы лопасти в плане на эффективность выполнения взлета. Разработана программа, которая позволяет рассчитывать параметры прыжка в зависимости от геометрических и весовых характеристик несущего винта. На основе проведенных исследований составлены рекомендации по выбору параметров ротора автожира вертикального взлета и посадки.

## Вступ

Автожири набули широкого розповсюдження як прості, надійні та безпечні літальні апарати. Перспективним напрямком експлуатації автожиру є використання його в якості транспорту безаеродромного базування [1]. Переваги даної модифікації у тому, що здійснивши незначні зміни конструкції несучого гвинта можна отримати високоефективний літальний апарат, який прийде на заміну, дорожчим у рази, гелікоптерам.

На початку минулого століття проводились активні роботи [2], що досліджували можливості та принципи вертикального зльоту автожиру. Розроблена методика встановлює зв'язок між параметрами автожиру (геометричні та масові характеристики) та параметрами стрибка (висота, швидкість та прискорення). Отримані результати уточнювались відповідно до експериментальних даних.

Проте застосування даної методики для сучасного автожиру не є доцільним, адже останні суттєво змінилися конструктивно. Також слід зазначити, що у роботі [2] не розглянуто вибір аеродинамічного профілю та форми лопаті у плані, що відповідає умовам роботи ротора автожиру у різних режимах (вертикальний набір висоти, перехідний та авторотація).

**Постановка задачі**

Розробити методику розрахунку ротора сучасного автожиру із вертикальним зльотом. Визначити геометричні та масові параметри лопаті несучого гвинта та оцінити їх вплив на ефективність виконання вертикального зльоту.

**Вибір методу розрахунку характеристик несучого гвинта**

На етапі ескізного проектування необхідно виконати основну частину розрахункових і експериментальних досліджень аеродинаміки і динаміки несучого гвинта (НГ) під час вертикального набору висоти, переходу до горизонтального польоту та горизонтального польоту.

Для розрахунку аеродинамічних характеристик НГ сформувався дві групи теорій [3]:

1. У першій (класичній) – розподіл індуктивних швидкостей  $v_i$  по диску НВ задають апіорі і незалежно від діючих на елементи лопаті сил, а їх середнє значення  $v_{cp}$  визначають, наприклад, по теоремі про кількість руху.
2. У другій – індуктивні швидкості  $v_i$  для кожного елемента довжини лопаті розглядаються як функції аеродинамічних сил, що діють на всі лопаті. А ці сили є, у свою чергу, функцією індуктивних швидкостей.

Для їх визначення розроблені вихрові моделі, які з тим або іншим ступенем точності дозволяють моделювати течію у області гвинта.

Для підвищення достовірності розрахунків і зниження кількості експериментальних досліджень доцільно застосовувати кілька теорій і методів аеродинамічного розрахунку. На практиці часто користуються теоремою про кількість руху для визначення характеристик НГ, так як вона дає високу схожість із експериментом. Проте неможна приймати цю теорему для використання у всіх випадках. Вона зовсім непридатна для встановлення відношення між тягою та місцевою швидкістю притікання у режимі вихрового кільця. Для оцінки характеристик під час вертикального набору висоти та горизонтального польоту застосуємо класичну теорію.

**Особливості процесу вертикального зльоту автожира**

Для розуміння роботи НГ (рис. 1) розглянемо виконання вертикального зльоту автожира. Від двигуну через трансмісію до НГ передається крутний момент, що розкручує ротор. Лопаті встановлені у такому положенні, щоб не створювати підйомної сили достатньої для злету. У разі досягання необхідних обертів пілот відключає привід розкрутки та збільшує

підйомну силу ротора шляхом зміни кута установки лопатей на максимально можливий для виконання вертикального злету. Автожир набирає висоту, у той час енергія ротора, що накопичена на землі, витрачається, а оберти стрімко сповільнюються. Своєчасно, поки частота обертання НГ у польоті не знизилася до небезпечного значення, загальний крок (ЗК) НГ повинен бути зменшений до мінімальних значень.

За зменшення ЗК не повинно відбуватися зниження автожиру до висоти, за якої можливе повторне торкання землі. Набрана швидкість до моменту зменшення загального кроку повинна бути достатня для підтримки автожиру у повітрі, тобто забезпечувати компенсацію зниження тяги НВ у разі зменшення кроку збільшенням кута атаки ротора і подальший розгін одночасно із розкручуванням НВ до польотної частоти обертання.

Під час збільшення потоку, що проходить через НГ зверху вниз (вертолітний режим), кути атаки на кінцях лопатей збільшуються у порівнянні із кутами біля кореня лопаті. Під час зростання потоку через диск знизу вверху (режим автожиру) навантаження переміщається по напрямку до кореня лопаті. У момент переходу від одного режиму до іншого може виникнути режим вихрового кільця. Вихори потрапляють на лопаті та визивають місцеві зміни кутів атаки і збільшенні вібрації гвинта. Крім того, спостерігається деяка втрата керованості і поява пікіруючого моменту.

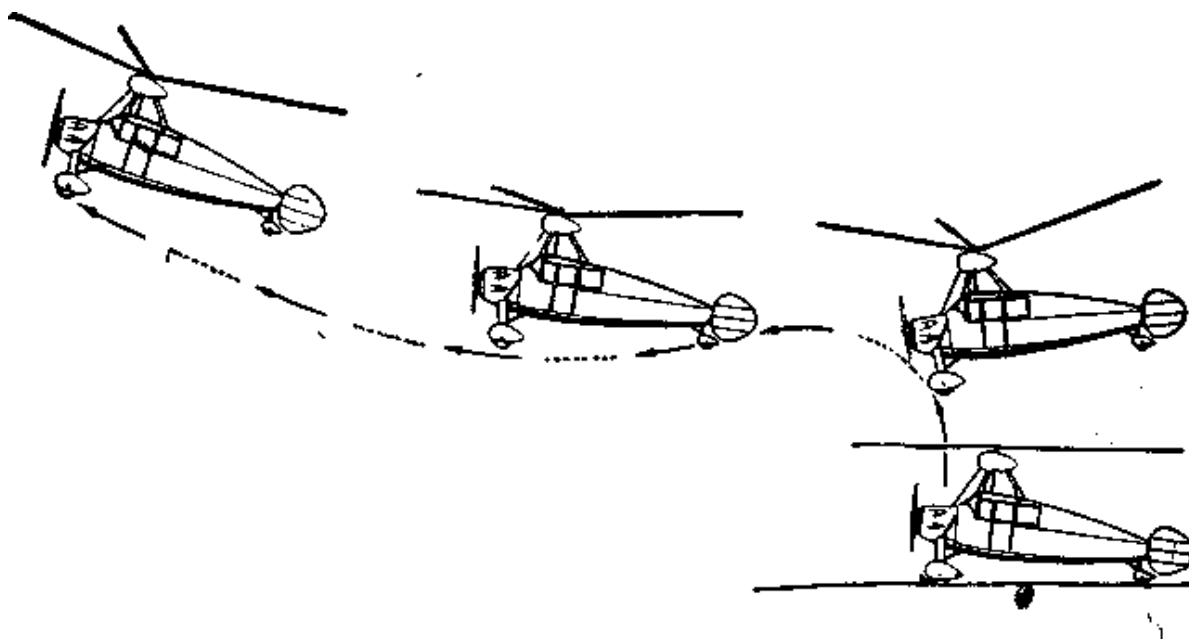


Рис. 1. Схематичне зображення вертикального зльоту автожира

### **Вплив характеристик профілю лопаті на характеристики несучого гвинта**

Теоретичні дослідження показали [4], що значна частина економії потужності, що витрачається на подолання профільного опору, може бути

отримана у разі застосування профілів, спеціально розроблених для несучих гвинтів.

До профілів лопатей несучого гвинта автожиру із вертикальним зльотом пред'являють наступні вимоги:

1. велика величина критичного кута атаки;
2. високе критичне число Маха;
3. момент, близький до нуля;
4. малий опір в діапазоні малих і середніх значень коефіцієнта підйомної сили;
5. помірний опір на великих  $C_y$ .

У разі авторотації лопаті гвинта встановлюють на такі кути, щоб отримати максимальний опір диска гвинта крутному моменту на його осі, рівному нулю. Невеликі додатні кути дають найкращі умови для авторотації.

Використовуючи віртуальну аеродинамічну трубу *XFLR5* визначимо характеристики ( $C_y$ ,  $C_x$ ,  $M_z$  по куту атаки) найбільш популярних ламінарних профілів, що розроблені для гвинтокрилих літальних апаратів: *HN-2*, *NACA 8-H-12*, *VR-7*, *USA 45M*, *NACA 23012*.

Для визначення характеристик авторотації кожного із профілів побудуємо діаграму самообертання (рис. 2). Графік надає характеристики профілю  $C_{xp}/C_y$  як функцію кута атаки перерізу  $\alpha_r$ . Обидві величини даються в однаковій розмірності – радіанах.

Для визначення максимального куту установки [4] за якого можлива стійка авторотація проведемо пряму під кутом  $45^\circ$ , що є дотичною до кривої у точці А, як показано на рис. 2. Перетин прямої із віссю абсцис визначає межу кута установки у разі збільшення якого спричинить зупинку обертання НГ.

Під час конструювання несучого гвинта маємо за мету отримання для автожира мінімальної швидкості зниження на режимі самообертання. На рис. 3 показана крива зміни відношення  $C_{xp}/C_y^{3/2}$  від кута атаки для профілів *HN-2*, *NACA 8-H-12*, *VR-7*, *USA 45M*, *NACA 23012*.

Розрахунок проводився за число Рейнольдса  $Re = 2 \cdot 10^6$ . Більшість роторів автожирів мають кінцеву швидкість лопаті близько 160 м/сек, то швидкість елемента лопаті на 75% розмаху дорівнює приблизно 120 м/сек. Швидкість перетину лопаті приймається із тих міркувань, що саме на цьому радіусі створюється максимум підйомної сили за одне обертання ротора. В цьому випадку для хорди лопаті, що дорівнює 229 мм число Рейнольдса становить  $Re = 1,8 \cdot 10^6$ . Визначення числа Рейнольдса важливо [5], оскільки досягти ламінарного потоку для малих  $Re$  помітно складніше, ніж для високих. Отримане число Рейнольдса показує, що ламінарний потік може бути реалізований для даних профілів.

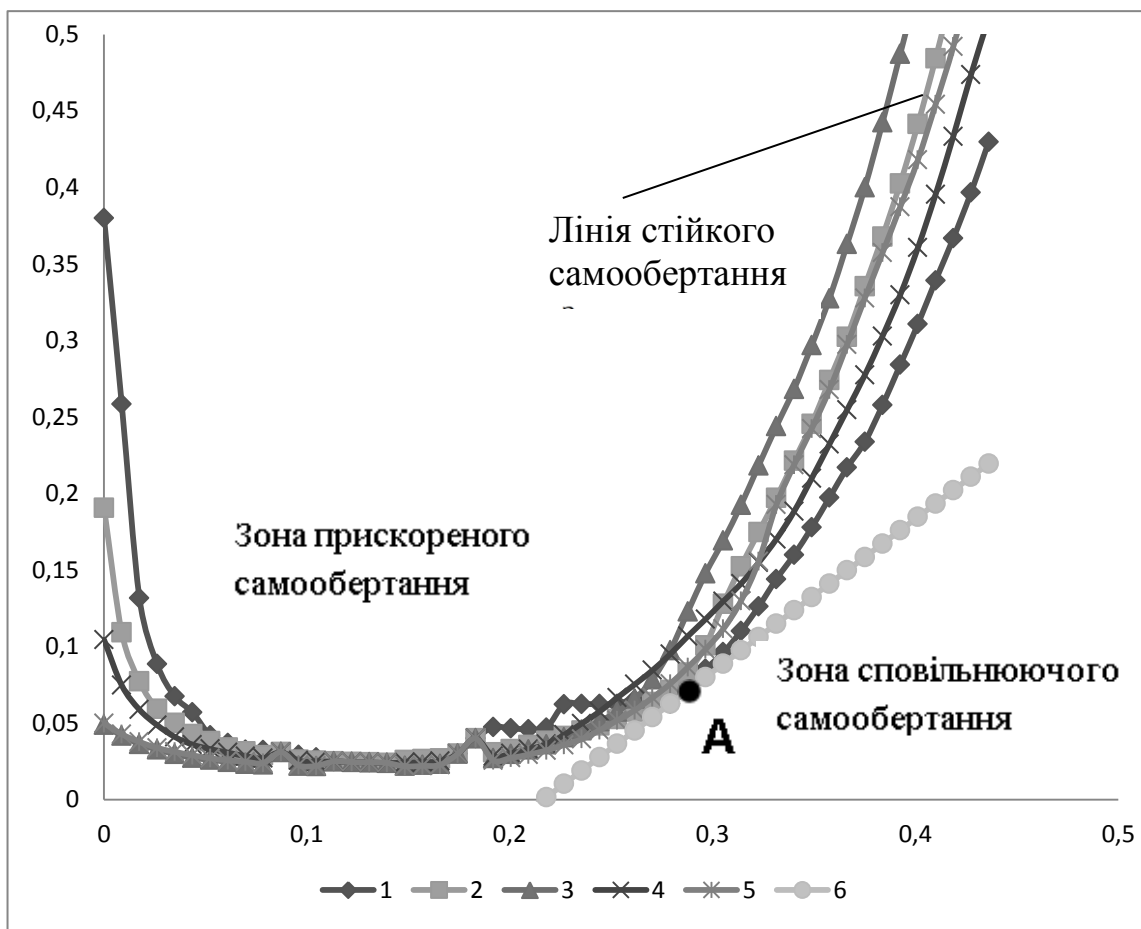


Рис. 2. Діаграма самообертання: 1. *NACA 8-H-12*; 2. *HH-2*; 3. *VR 7*; 4. *USA 45*; 5. *NACA 23012*, 6. лінія, що визначає межу кута атаки лопаті

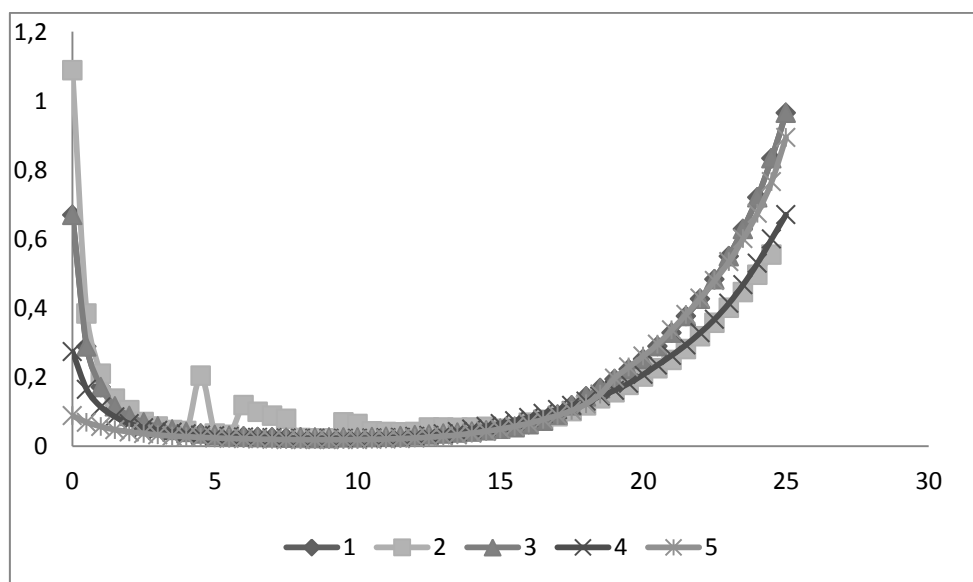


Рис. 3. Ефективний кут атаки профілю: 1. *NACA 8-H-12*; 2. *HH-2*; 3. *VR 7*; 4. *USA 45*; 5. *NACA 23012*

Із наведеного графіку видно, що для отримання мінімальних втрат на подолання профільного опору  $i$ , відповідно, для отримання мінімальної швидкості зниження відношення  $C_{xp}/C_y^{3/2}$  має бути мінімальним для кожного елемента лопаті.

Аналіз показав, що профіль *NACA 8-H-12* має деякі переваги із точки зору аеродинаміки перед іншими профілями: найбільший максимальний кут установки лопаті у режимі авторотації та задовільні коефіцієнти опору і підйомної сили. Надалі у розрахунках використовуємо характеристики профілю *NACA 8-H-12*.

### Оптимальний несучий гвинт для автожира із вертикальним зльотом

Під час вибору геометричних параметрів та аеродинамічних характеристик несучого гвинта необхідно враховувати, що експлуатація автожиру на вертолітних режимах не перевищуватиме 5 % від сумарної кількості льотних годин. Тому доцільно розраховувати характеристики ротора для польоту у режимі авторотації та оцінити можливість виконання вертикального набору висоти для даного несучого гвинта.

Для ефективної роботи ротора автожира навантаження на площу несучого диску має не перевищувати 10,2 кг/м<sup>2</sup> [6]. Орієнтовно знаючи максимальну злітну масу та питоме навантаження на площу ротора визначимо діаметр за формулою:

$$D = \sqrt{\frac{4 \cdot G}{\pi \cdot p}},$$

де  $G$  – злітна вага, кг;

$$p = \frac{G}{\pi \cdot R^2} \text{ – питоме навантаження на площу диску ротора, кг/м}^2.$$

Коефіцієнт заповнення і хорда лопаті несучого гвинта визначаються наступною формулою:

$$\sigma = \frac{k \cdot b}{\pi \cdot R},$$

де  $k$  – кількість лопатей;

$b$  – хорда лопаті, м;

$R$  – радіус ротора, м.

У [8] показано, що зі збільшенням  $\sigma$  зростає підйомна сила несучого гвинта, а зі зменшенням – максимальна швидкість польоту і трохи зростає аеродинамічна якість НГ. Середнє значення для  $\sigma$  у межах 0,05 – 0,1.

Розроблена методика розрахунку, у основі якої лежить математична модель освітлена у [2], але допрацьована шляхом введення у розрахунок аеродинамічних характеристик вибраного профілю. Даний алгоритм

## Розділ 2. Механіка

дозволяє розрахувати геометричні, масові та динамічні параметри автожира із вертикальним зльотом.

Проілюструємо функціонування програми на прикладі моделі автожиру із зазначеними масовими, геометричними і аеродинамічними характеристиками (рис. 4).

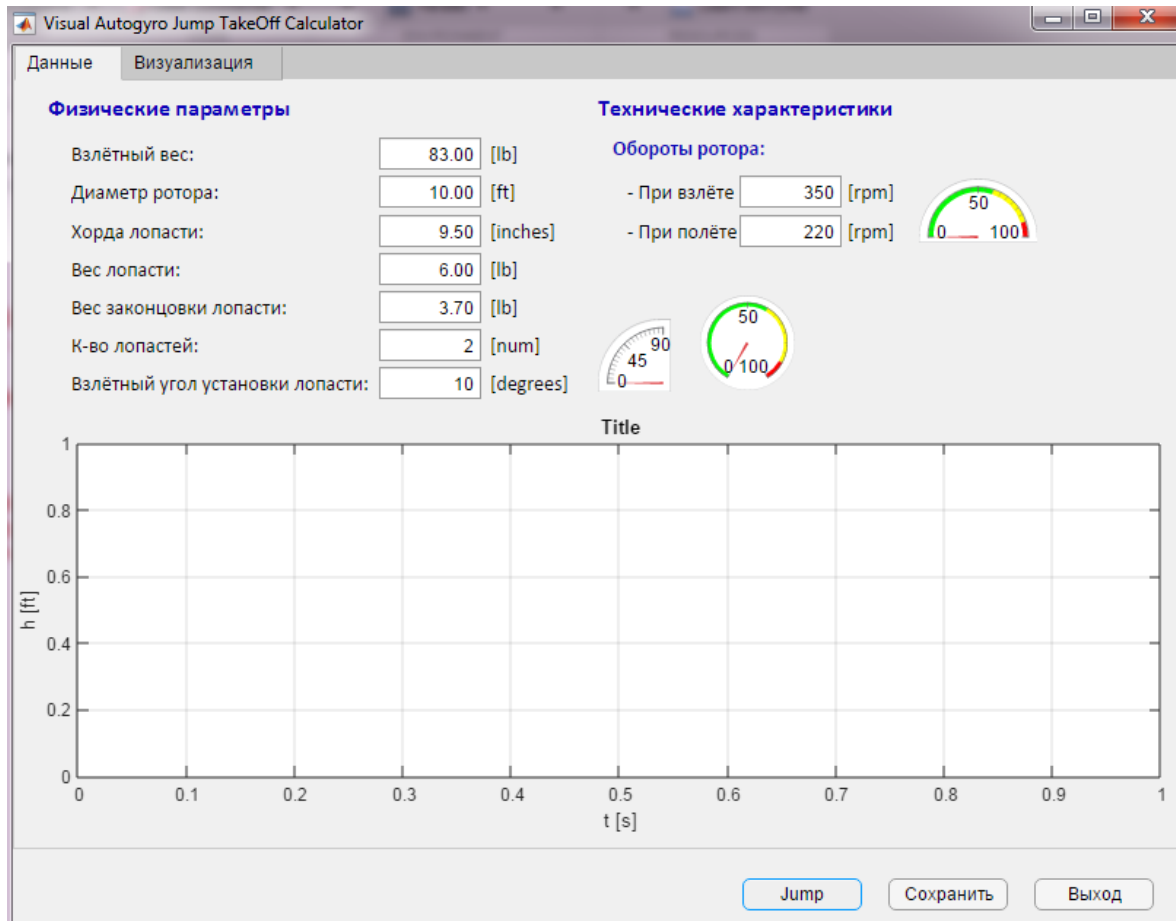


Рис. 4. Головне меню вводу даних

Верхня частина головного вікна містить поле вводу для параметрів автожира. Можна ввести величини таких параметрів, як: злітна вага, діаметр ротора, хорда лопаті, вага лопаті, вага кінцівки лопаті, кількість лопатей, злітний кут установки лопаті, обороти ротора під час зльоту, обороти ротора під час польоту.

Нижня частина містить поле для побудови графіку розрахунку параметрів «стрибка» автожира.

Таким чином швидко змінюючи вихідні дані можна підібрати такі характеристики апарата, які б гарантували успішне виконання вертикального зльоту автожира.

Натиснувши кнопку «Jump» для початку розрахунку, результат якого буде виведено на екран у вигляді графіку (рис. 5).



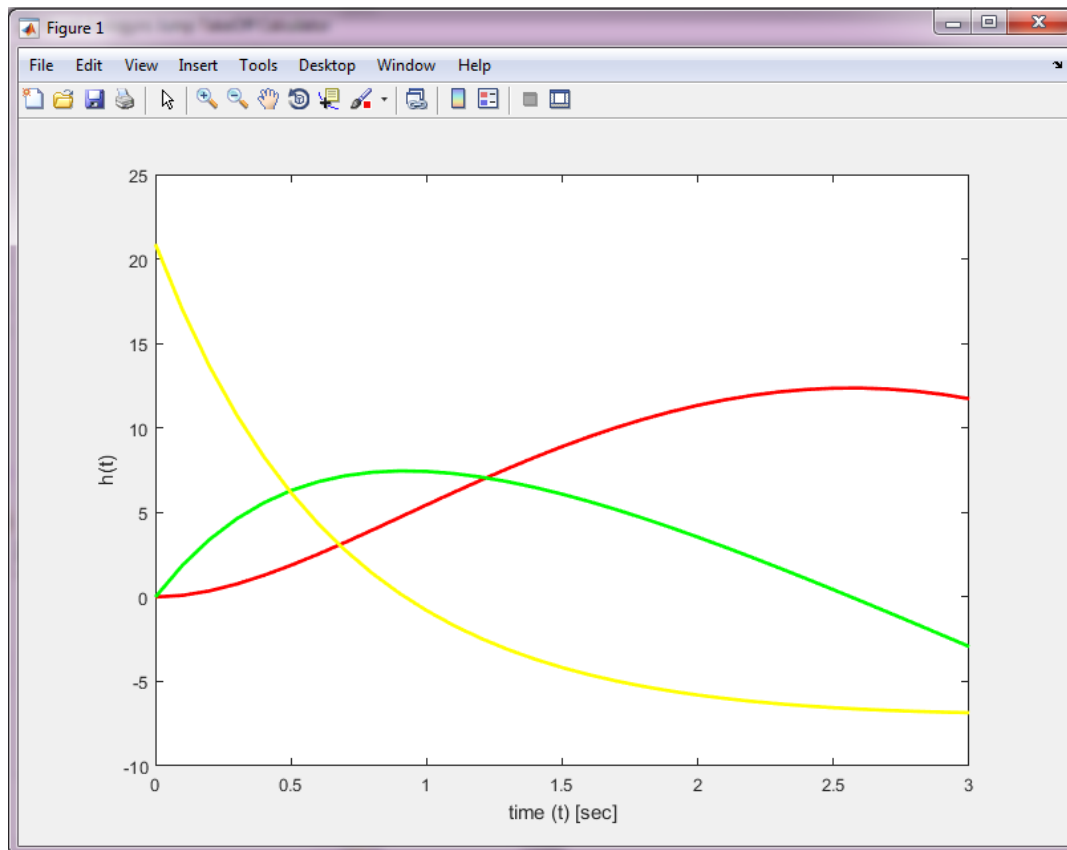


Рис. 5. Результат розрахунку параметрів зльоту: червоний – висота стрибка, зелений – швидкість, жовтий – прискорення

Підібравши задовільні залежності параметрів гвинта та характеристик зльоту, дані розрахунків можна записати у текстовий файл натиснувши кнопку «Сохранить»(рис. 6).

Змінюючи по черзі різні параметри можна оцінити вплив кожного із них на характеристики стрибка автожиру. За результатами дослідження було виявлено наступні залежності:

- чим більша вага лопаті, тим вищий стрибок автожиру та більша амплітуда коливання. Зниження маси лопаті на 25 % веде до зниження висоти стрибка майже у два рази;
- вантаж на кінці лопаті позитивно впливає на висоту стрибка. Розташування центру мас на 75 % довжини лопаті збільшує висоту стрибка майже вдвічі;
- у разі збільшення площі лопаті гвинта автожира висота стрибка збільшується, амплітуда стає стрімкішою; збільшення лопаті у 1,5 рази призводить до збільшення висоти стрибка майже у 4 рази;
- зниження коефіцієнта аеродинамічної якості на 5 одиниць за однакового опору зменшує висоту стрибка у 8 разів;
- чим менша маса автожиру, тим вище стрибок; швидкість підйому має більшу амплітуду. Збільшення маси на 20 % призводить до зменшення висоти стрибка більш ніж втричі.

## Розділ 2. Механіка

```

sigma      iBlade      mBlade      mTip      dskLd      fdgF      fdgFH      rpm      jrpm
thtaN      hMax      tMax
-          [slug-ft^2]      [lb]      [lb]      [lb/ft^2]      -      -      [1/min]      [1/min]
Deg [°]    [ft]      [s]
0.05911    581.38    50.00      3.70      1.87      2.0      1.0      220.00    370.00
6.00      12.4      2.6

time      rotor rpm      height h      hDot      h2Dot
[s]      1/[min]      [ft]      [ft/s]      [ft/s^2]
0.00      370.00      0.00      0.00      20.88
0.20      351.46      0.37      3.41      13.63
0.40      334.51      1.28      5.58      8.29
0.60      319.16      2.54      6.82      4.34
0.80      305.20      3.97      7.38      1.40
1.00      292.42      5.46      7.43      -0.80
1.20      280.65      6.91      7.10      -2.45
1.40      269.76      8.28      6.48      -3.68
1.60      259.69      9.49      5.65      -4.60
1.80      250.39      10.52     4.65      -5.29
2.00      241.86      11.35     3.54      -5.80
2.20      234.12      11.94     2.34      -6.18
2.40      227.20      12.28     1.08      -6.44
2.60      221.14      12.36     -0.23     -6.63
2.80      215.98      12.19     -1.57     -6.76
3.00      211.76      11.74     -2.93     -6.85

sigma      iBlade      mBlade      mTip      dskLd      fdgF      fdgFH      rpm      jrpm
thtaN      hMax      tMax
-          [slug-ft^2]      [lb]      [lb]      [lb/ft^2]      -      -      [1/min]      [1/min]
Deg [°]    [ft]      [s]
0.05911    581.38    50.00      3.70      1.87      2.0      1.0      220.00    370.00
6.00      12.4      2.6

```

Рис. 6. Результат розрахунку у форматі \*.dat

**Висновки**

У результаті проведених досліджень визначено метод розрахунку характеристик несучого гвинта, розглянуто особливості процесу виконання вертикального зльоту та вибору аеродинамічного профілю, що задовольняє умовам польоту у різних режимах: вертикального набору висоти, перехідного та авторотації. Розроблено програмне середовище, що розраховує висоту, швидкість та прискорення стрибка автожира відповідно до введених даних (діаметр гвинта, хорда лопаті, маса лопаті, кількість лопатей тощо). Встановлено залежності між параметрами несучого гвинта та характеристиками стрибка автожиру.

**Список використаної літератури**

1. Козярчук Л. Л. Зарубежные автожиры и вертолеты 1934-1988. Сборник статей – Луцк; Вежа-Друк, 2013 – 460 с.
2. Wheatley John B. Analysis and model tests of autogiro jump take-off // NASA Technical Notes №582, 1936. p. 1–30.
3. Дьяченко Ю. А. Анализ методов аэродинамического расчета несущего винта вертолета / Дьяченко Ю. А., Кривцов С. А. Тимченко М. В. // Авиационно-космическая техника и технология – 2014. – 4 – С. 22-33.

4. *Гессоу А., Мейерс Е.* Аэродинамика вертолета. Под ред. проф. И. П. Братухина. М.: Государственное издание оборонной промышленности, – 1954 – С.252.
5. *Stalewski, W.* AERODYNAMIC DESIGN OF MODERN GYROPLANE MAIN ROTORS / W. Stalewski. // TRANSACTIONS OF THE INSTITUTE OF AVIATION. – 2016. – 1. – С. 80-93.
6. *Hollmann M.* Modern gyroplane design. California: Aircraft Designs, Inc., 2007. 93-97.