

УДК 533.6.04:629.7.012/.016

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771422021268886>

О. В. Тисячук<sup>1</sup>, *магістр*, В. В. Сухов<sup>2</sup>, *д.т.н., професор*,  
К. О. Предаченко<sup>3</sup>, *асистент*, А. В. Лукан<sup>4</sup>, *магістрант*

## ОПТИМІЗАЦІЯ ГЕОМЕТРІЇ КРИЛА ПЛАНЕРУ З УРАХУВАННЯМ СТАТИСТИЧНИХ ДАНИХ

**Ua**

В роботі представлено синтез алгоритму оптимізації аеродинамічних характеристик планера на етапі проектування з метою збільшення його середньої швидкості проходження маршруту. На прикладі планера *SZD-48-3* стандартного класу *FAI* було зібрані та оброблені дані польотів, викладених на ресурсі *weglide.org*. На основі статистики проаналізована узагальнена структура атмосфери вздовж маршруту. Сформовано новий інтегральний критерій для функції мети в циклі алгоритму оптимізації з неперервним розподілом вагових коефіцієнтів в діапазоні польотних швидкостей який дозволяє звести задачу багатокритеріальної оптимізації до одного показника.

Основним алгоритмом оптимізації обрано генетичний алгоритм, що дозволяє знаходити оптимум багатовимірної не гладкої функції цілі і відрізняється робастністю та здатністю знаходити глобальний оптимум. Представлена схема параметричного представлення геометрії складного в плані крила за допомогою мінімальної кількості параметрів. Реалізована математична модель розрахунку аеродинамічних характеристик крила на основі теорії несучої лінії та *XFOIL*. В результаті роботи були визначені перспективні напрямки подальших досліджень, зокрема розповсюдження синтезованого методу на інші класи літальних апаратів, та введення в параметризацію геометрії крила аеродинамічного профілю.

**En**

The article presents a synthesis of an optimization algorithm for an aerodynamic characteristics of a sailplane in preliminary design phase aimed at increasing average cross-country speed. The flight data of *SZD-48-3* standard class *FAI* glider was collected and analyzed from *weglide.org* portal as a flight track files, saved in *igc* format. The general structure of an atmosphere was analyzed during cross-country flight basing on collected statistics. New integral criterion for the target function has been presented for usage in optimization routine loop. The criterion permits a reduction of multicriterial optimization problem to united parameter.

Genetic Optimization algorithm has been selected as a main optimization tool due to its ability to find global optimum of an unsmooth multidimensional target function and robustness in general. The parametrization scheme with minimal number of parameters has been presented for a wing with a complex planform. The Lifting-Line Theory and *XFOIL* solver implemented as a mathematical model of an aerodynamic characteristics of the wing. As a result,

<sup>1</sup> КПП імені Ігоря Сікорського

<sup>2</sup> КПП імені Ігоря Сікорського

<sup>3</sup> КПП імені Ігоря Сікорського

<sup>4</sup> КПП імені Ігоря Сікорського

prospective ways for consecutive development have been revealed. In particular, application of synthesized optimization algorithm towards any other classes of aerial vehicle and introduction of airfoil to wing parameterization.

## **Вступ**

Питання оптимізації аеродинамічних характеристик (АХ) літальних апаратів (ЛА) стояло і стоїть досить гостро, а із зростанням цін на продукти нафтопереробки воно стало особливо важливим. Тому на сьогоднішній день необхідно застосовувати найновіші технології для проведення оптимізації АХ ЛА для конкретних задач. Тому, на фоні сказаного вище особливо цікавим є питання оптимізації аеродинамічних характеристик планера. Планер є найдосконалішим літальним апаратом із точки зору аеродинамічної якості. У проектуванні планера застосовуються передові методи аеродинамічного проектування із використанням найсучасніших теорій та великого об'єму статистичних даних. Результатом такого поєднання є найкращі аеродинамічні характеристики у порівнянні із іншими типами ЛА. Останнім часом у приватній авіації все частіше впроваджуються такі рішення як керування ламінарним примежовим шаром, ламінарне крило тощо, які були відпрацьовані на планерах.

Важливою особливістю є унікальний метод пересування планера між точками маршруту. На відміну від звичайного літака, планер не має силової установки (за виключенням мотопланерів, що використовують виключно для злету чи у критичній ситуації). Тому політ планера за маршрутом складається із двох фаз – фаза набору висоту у термічному чи іншому висхідному потоці, та фази переходу – планування від одного потоку до іншого. Тому виникає необхідність оптимізувати систему за взаємовиключними параметрами: одночасно для низьких швидкостей при першій фазі і високих швидкостей на другій фазі.

## **Постановка задачі**

Пропонується метод оптимізації аеродинамічних характеристик планера для збільшення його середньої швидкості на маршруті із використання оптимізаційної моделі на основі зібраних статистичних даних. Актуальність даного підходу полягає у тому, що даний алгоритм можна буде використовувати для оптимізації ще більш складних об'єктів із великою кількістю взаємозалежних, параметрів.

## **Аналіз підходів оптимізації АХ планера**

На даному етапі дослідження було опрацьовано літературу по проектуванню та оптимізації АХ планера. Таким чином було опрацьовані традиційні методи, які в основному зводяться до покращення місцевої аероди-

наміки, проектування нових ламінарних профілів тощо. Питання проектування планерів викладено у [1, 5], оптимізація АХ планера шляхом покращення місцевої аеродинаміки та керуванням ламінарним ПШ розглянуте у [6]. За результатами дослідженої літератури було вибрано дещо інший шлях розробки оптимізаційної моделі. На відміну від класичних підходів, було вирішено скористатися масивом даних із відкритих джерел, щоб на основі них створити модель усередненої атмосфери, на основі якої розробити критерій для алгоритму оптимізації.

### Збір та обробка статистичних даних

Джерелом статистичних даних був портал *weglide.org* – це веб-ресурс для збору та обробки треків польотів планеристів. Кожен трек зберігається у файлі стандартизованого *igc* – формату та містить дані конкретного польоту: координати у конкретні моменти часу, швидкість відносно землі, завдання, положення поворотних пунктів та багато іншого.

За умов даного дослідження було вирішено зібрати дані для наступної вибірки: тип судна: *SZD-48-3 Jantar Standard 3*, пілоти досвідчені (не юніори), довжина маршруту не менше 200 км.

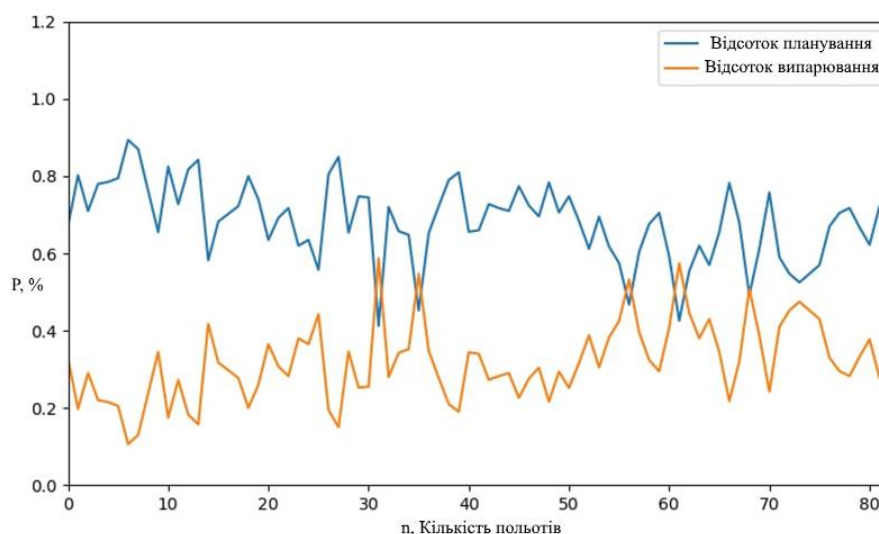


Рис. 1. Відношення часу під час випарювання і на переході

У результаті було визначено, що відношення часу на переході до часу у потоках становить 69:31. Це дозволить сформуванню більш точного критерію оптимізації. Розподіл значень зображений на рис. 1.

Наступним кроком було визначення розподілу швидкостей по відносному часу. Тобто був побудований графік, по осі *X* якого був розподіл швидкостей, а по осі *Y* – відсоток часу, який планер провів на цій швидкості. Формула, по якій була обчислена ця залежність наведена нижче:

$$P(V_i) = \frac{t(V_i)}{T} \cdot 100\%,$$

де  $V_i$  - швидкість,  $t(V_i)$  – час, затрачений планером на політ на цій швидкості,  $T$  – загальний час польоту.

Таким чином було отримано залежність, зображену на рис. 2.

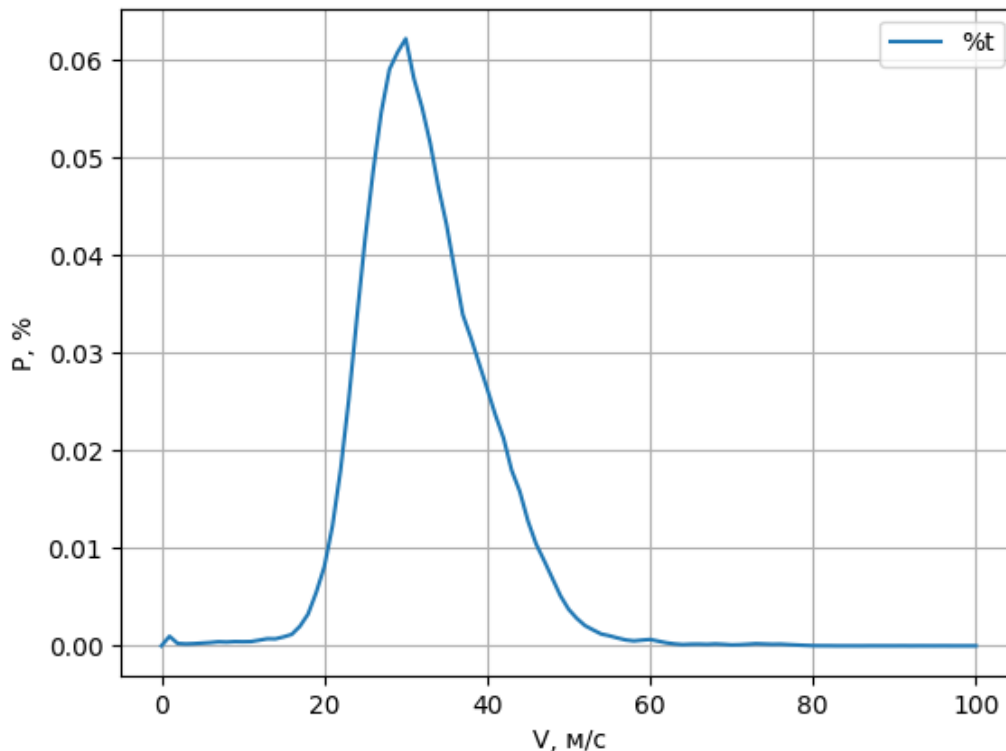


Рис. 2. Залежність  $P(V_i)$

Ця залежність є ключовою для моделювання критерію оптимізації.

### Параметризація геометрії крила планера

З огляду на необхідність параметризувати геометрію крила літака, необхідно було створити програму для генерації необхідних даних для подальшого розрахунку АХ методом *LLT*. В процесі дослідження було розглянуто декілька підходів до вибору параметрів крила (рис. 3). Найпростішим варіантом є побудова трапецієвидного крила із заданими кореневою, кінцевою хордами, аеродинамічним профілем та круткою. Перевагою є мала кількість параметрів, але за результатами такий метод дає малий простір для комбінації параметрів. Наступний метод – побудова більш складного крила із  $n$  трапецій. У такому разі, як можна переконатися (рис. 3), кількість параметрів суттєво зростає, що збільшує кількість різноманітних комбінацій, але у той же час збільшує трудоемкість задачі. У результаті було прийняте компромісне рішення про задачу кромки крила сплайном із ваговим коефіцієнтом, кінцевою та кореневою хордами, а також круткою крила (варіант *d*) рис. 3).

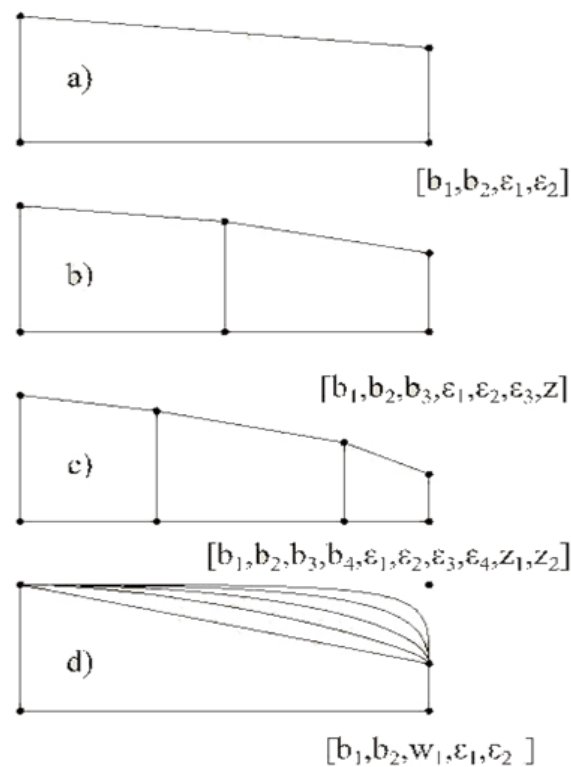


Рис. 3. Параметризація крила планера:

$b_1$  – коренева хорда;  $b_2$  – кінцева хорда;  $w_1$  – ваговий коефіцієнт сплайну;  $\varepsilon_1$  – кут крутки в корені;  $\varepsilon_2$  – кут крутки закінцівки

У наслідку, було написано комп'ютерну програму мовою *Python 3* для генерації геометрії крила. Результати роботи програми зображено на рис. 4.

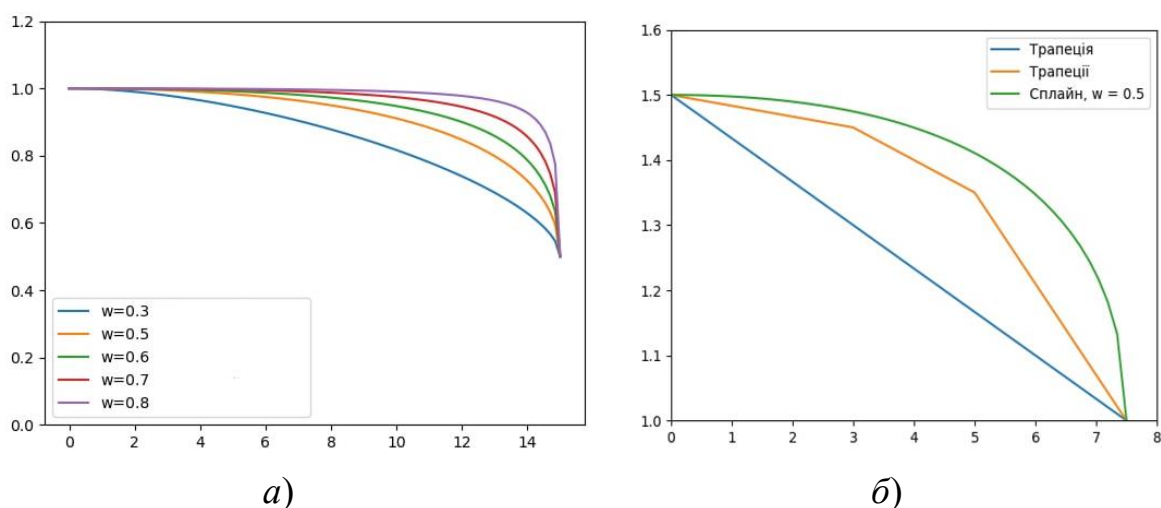


Рис. 4. Приклад генерації геометрії крила планера:

*a)* генерація сплайну із різними ваговими коефіцієнтами;  
*б)* – порівняння різних варіантів передньої кромки

## Визначення аеродинамічних характеристик

Для розрахунку АХ крила планера використана математична модель, відома під назвою «Теорія несучої лінії» (*Lifting Line Theory*, далі *LLT* [3, 7]). *LLT* модель схематизує крило П-подібним вихром змінної по розмаху циркуляції, кінцеві вихрові джгути простягаються у нескінченність назад по потоку, та неперервною вихровою пеленою, що заповняє простір між П-подібним контуром, із перемінною циркуляцією (відповідно зміні циркуляції вихрового джгута у прилягаючому перерізі, щоб задовольнити умову накладену теоремою Гельмгольца). Швидкості індуковані цією системою вихорів розраховуються інтегруванням формули Біо-Савара Лапласа (1), (2).

$$\bar{V} = \int_{-\infty}^{\infty} \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{d\bar{l} \times \bar{r}}{|\bar{r}|^3}; \quad (1)$$

$$\bar{V} = \frac{\Gamma}{4\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{\sin \theta}{r^2} dl = \frac{\Gamma}{2\pi h}. \quad (2)$$

Розв'язок інтегрально-диференційного рівняння, що пов'язує індуковані вихровою системою швидкості з підйимальною силою перерізу крила (вираз для теореми Жуковського) дозволяє знайти розподіл циркуляції по вихровому джгуті, який задовольняє рівняння Лапласа та граничні умови.

Основне інтегрально диференціальне рівняння теорії несучої лінії:

$$\alpha(y_0) = \frac{\Gamma(y_0)}{\pi V_{\infty} c(y_0)} + \alpha_{L=0}(y_0) + \frac{1}{4\pi V_{\infty}} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{(d\Gamma / dy) dy}{y_0 - y}. \quad (3)$$

Основне інтегрально диференціальне рівняння теорії несучої лінії у представленні через синусні ряди Фур'є

$$\alpha(\theta_0) = \frac{2b}{\pi c(\theta_0)} \sum_1^N A_n \sin n\theta_0 + \alpha_{L=0}(\theta_0) + \sum_1^N n A_n \frac{\sin n\theta_0}{\sin \theta_0}. \quad (4)$$

Із вищесказаного очевидно, що *LLT* оперує нев'язкою нестисненою рідиною, таким чином явища в'язкого тертя і відриву потоку не моделюються. Для врахування явища в'язкого тертя використано стороннє програмне забезпечення *XFOIL* [8] що розраховує аеродинамічні характеристики  $2D$  профіля крила для заданих умов обтікання (числа Маха, Рейнольдса та кут атаки/коефіцієнт підйимальної сили), які отримані на етапі роботи алгоритму *LLT*. Отримані значення опору тертя, індуктивного опору та підйимальної сили дозволяють оцінити аеродинамічні характеристики крила із достатньою точністю (на ділянці безвідривного обтікання). Перехід до характеристик апарату можна

провести добавкою коефіцієнту опору фюзеляжу, втрат на інтерференцію і балансування достатньо простими виразами.

Для реалізації цього методу була написана програма на *Python 3*. Блок-схема алгоритму програми зображена на рис. 5.

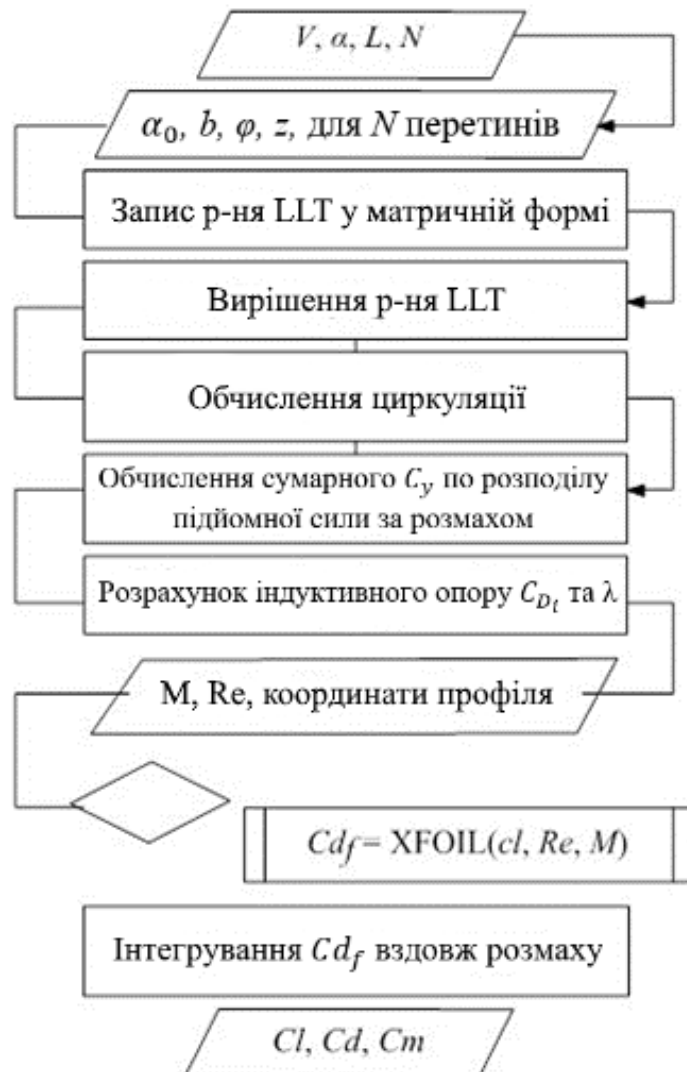


Рис. 5. Алгоритм роботи програми по реалізації методу *LLT*

### Критерій оптимізації

Із огляду на проведені дослідження та зібрані дані, було вирішено визначити узагальнений критерій, який би відображав вплив атмосфери та особливості конкретного планера. Для цього була розглянута залежність  $P(V_i)$  (рис. 2), в якій значення швидкостей були перераховані у відповідні їм коефіцієнти підйомної сили та отримано нову залежність

$$p_{C_y} = f(C_y), \quad (5)$$

де  $p_{C_y}$  – відсоток часу, який провів планер при заданому  $C_y$  (рис. 6. а).

Площу фігури під графіком цієї залежності, відносно осі швидкості, можна знайти за формулою (6). Аналогічно, фігуру під графіком поляри крила, відносно осі  $C_y$  можна знайти за формулою (7). Шукана площа зображена на рис. 6, б.

Із огляду на це було запропоновано обчислювати критерій, як площу під графіком поляри крила, приведеної до відсоткового розподілу, отриманого зі статистичних даних. Таким чином, шукана величина обчислюється за наступною формулою:

$$f(W_i) = \int_{C_{yVmin}}^{C_{yVmax}} p_{C_{y_i}} \cdot C_{y_i} \cdot dC_{y_i}; \quad (6)$$

$$W_i = (b_{1_i}, b_{2_i}, \omega_{1_i}, e_{1_i}, e_{2_i}).$$

де  $W_i$  – вектор параметрів крила планера, які більш детально розглядались вище по тексту.

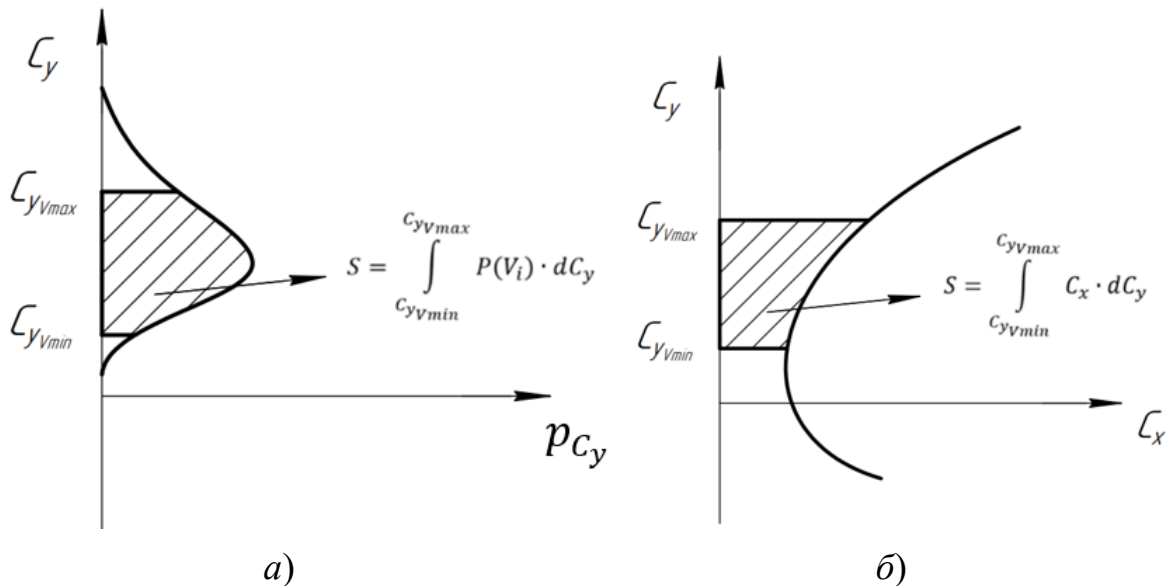


Рис. 6. Виведення критерію оптимізації:

а) – відсотковий розподіл коефіцієнта підйомної сили по часу; б) – площа під графіком поляри крила

У результаті, чим менша площа отриманої фігури, тим кращими аеродинамічними характеристиками володіє згенероване крило.

### Алгоритм оптимізації

Серед існуючих алгоритмів оптимізації вибраний генетичний алгоритм, що належить до класу еволюційних алгоритмів [9], які імітують природній добір. Під час опису цього алгоритму оперують термінами, які аналогічні біологічним термінам, що описують еволюцію біологічних систем. Так вектор, який описує параметри об'єкту, що оптимізується (у



нашому випадку вектор, що описує параметри крила) називають хромосоною. Кожен із окремих параметрів, що входить до вектора, геном. Множину варіантів крила на кожній ітерації алгоритму називають популяцією. Сутність полягає у створенні початкової популяції за допомогою генератору випадкових чисел, оцінки кожного з представників популяції (критерій оцінки описаний вище, функцією оцінки є блок розрахунку аеродинамічних характеристик), та відбором кращих із них. Далі у наступне покоління (наступну ітерацію алгоритму) переходять нащадки кращих представників попередньої популяції. Також для імітації природньої мінливості випадковим чином вносяться зміни у параметри-гени імітуючи мутацію. Тому для реалізації алгоритму потрібно мати функції створення нової хромосоми із двох батьківських, функцію внесення мутації, функцію оцінки кожної із хромосомів, та налаштувати деякі коефіцієнти – скільки кращих представників дадуть потомство, який темп мутацій, переходять чи ні кращі представники попереднього покоління у наступне. Даний алгоритм також був реалізований у кодї мовою програмування *Python 3*.

### **Висновки**

У процесі роботи над дослідженням були виконані наступні кроки:

- проаналізовані праці по оптимізації АХ планера;
- зібрані та опрацьовані статистичні дані;
- створена оптимізаційна модель на основі зібраних даних
- створений алгоритм оптимізації на основі генетичного алгоритму.

Після аналізу отриманих результатів, можна зробити висновок що даний підхід приносить бажаний результат, але є досить трудоемним, вимагає багато обчислювальних потужностей. Проте, такий підхід можна використовувати і для оптимізації інших складних систем.

### **Список використаної літератури**

1. *Snorri Gudmundsson*. Design of Sailplanes, General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures APPENDIX C4, 2014.
2. *Carmichael Bruce H.*, What Price Performance, Soaring Magazine, May-June, 1954.
3. *Kundu P. K. Fluid Mechanics / P. K. Kundu, I. M. Cohen, D. R. Dowling*. – London: Academic Press is an imprint of Elsevier, 2016. – 921 с. – (6).
4. *Simon D.* Evolutionary Optimization Algorithms / Dan Simon. – Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, Inc, 2013. – 742 с.
5. *Fred Thomas; Judah Milgram*. Fundamentals of sailplane design. College Park, MD : College Park Press, 1999.

6. *Johannes J.* Refinement of Glider Aerodynamic Design using CFD / J. Bosman Johannes. // TECHNICAL SOARING. VOL. 37, NO. 2 April-June 2013 – 2013. – С. 20–25.
7. *Anderson J. D.* Fundamentals of Aerodynamics / John Anderson. – New York: McGraw-Hill, 2017. – 1130 с. – (6th ed.).
8. *Drela M.* XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils / Drela // Low Reynolds Number Aerodynamics / Drela. – Berlin: Springer, 1989. – (Lecture Notes in Engineering; т. 54).
9. *Дэн С.* Алгоритмы эволюционной оптимизации / Саймон Дэн. – Москва: ДМК Пресс, 2020. – 1002 с.