

## **ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ОБЛИКА НЕСУЩЕЙ СИСТЕМЫ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА САМОЛЁТНОГО ТИПА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АЛГОРИТМА ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЙ ЭВОЛЮЦИИ**

Этап концептуального проектирования летательных аппаратов играет ключевую роль в реализации проекта в целом [1], [2]. В условиях всё более жёстких требований к точности проектирования и сокращению его сроков происходит смена проектных парадигм: появление методов многодисциплинарной оптимизации и высокоточного математического моделирования обусловило возможность перехода от традиционных последовательных подходов проектирования к концепции точного попадания.

Известно большое количество работ, направленных на развитие парадигмы точного попадания на ранних стадиях проектирования [3–7]. Однако не во всех работах учитываются вопросы устойчивости и управляемости, многорежимность летательного аппарата, многие авторы ограничивались одной аэродинамической схемой, использовали градиентные методы оптимизации, трудно поддающиеся параллелизации расчётов.

В работе предлагается метод оптимизации ключевых параметров беспилотного летательного аппарата (БПЛА) самолётного типа на основе уравнения существования с использованием межплатформенной связки Python и открытого программного обеспечения AVL [8] для численного моделирования обтекания тел методом дискретных вихрей. Методика учитывает заданный запас продольной статической устойчивости, условия продольной балансировки и различные режимы полёта, а также ограничения по управляемости.

Задача оптимизации параметров формулируется в терминах нелинейного математического программирования: минимизация целевой функции  $f(x)$  с учётом набора ограничений в виде равенств и неравенств  $g_i(x)$  и  $h_j(x)$  путём варьирования значений проектных переменных, где вектор  $x$ , состоящий из  $k$  проектных переменных, а  $x^l$  и  $x^u$  – верхние и нижние границы диапазона изменения значений переменных [9]:

$$\begin{aligned} & \text{минимизировать: } f(x), \\ & \text{при условии } g_i(x) \leq 0 \text{ для } i=1 \dots p, \\ & \quad h_j(x) \leq 0 \text{ для } j=1 \dots q, \\ & \text{при } x_k^l \leq x_k \leq x_k^u \text{ для } k=1 \dots r. \end{aligned}$$

В качестве целевой функции  $f(x)$  рассматривается взлётная масса БПЛА, Проектными переменными являются геометрические параметры фюзеляжа, крыла, оперения БПЛА, кинематические параметры движения. Здесь рассматриваются следующие ограничения:

– условие равновесия БПЛА с заданным запасом статической устойчивости:  $m_z(x')=0$ ;

– ограничение равенства на величину подъёмной силы, необходимой для обеспечения горизонтального полёта:  $h(x, x')=c_{ya} \text{ бал}(x')-c_{ya}(x)=0$ ;

– ограничение в виде неравенства на величину коэффициента статического момента горизонтального оперения (ГО) для обеспечения возможности управления БПЛА:  $g_1(x)=A_{го}(x) \in [A_{го \min}, A_{го \max}]$  [10];

– ограничение на максимальное значение коэффициента подъёмной силы:  $g_2(x) = c_{ya}(x)-c_{ya \max}$ ,

где:  $x[\lambda_1, \chi_{01}, \eta_1, \lambda_2, \chi_{02}, \eta_2, \bar{L}_2, \bar{S}_2, p_0, V, m_0]$  – вектор проектных переменных:  $\lambda_1, \chi_{01}, \eta_1, \lambda_2, \chi_{02}, \eta_2$  – удлинения, стреловидности по передней кромке и сужения передних и задних крыльев, соответственно;  $\bar{L}_2$  – относительное расстояние от передней кромки заднего крыла до

передней кромки переднего крыла;  $\bar{S}_2$  – относительная площадь между задним и передним крылом;  $p_0$  – удельная нагрузка на крыло;  $V$  – скорость полёта;  $m_0$  – входная масса БПЛА;  $x'[\alpha, \delta_{ГО}, (\bar{x}_{цм} - \bar{x}_{ац})]$  – вектор проектных переменных, используемых для балансировки (угол атаки; угол установки ГО и запас продольной устойчивости);  $m_z$  – коэффициент продольного момента;  $c_{ya}$  – коэффициент подъёмной силы;  $c_{ya \text{ бал}}$  – коэффициент подъёмной силы в состоянии равновесия;  $c_{ya \text{ max}}$  – коэффициент максимальной подъёмной силы;  $A_{ГО}$  – коэффициент статического момента ГО.

В данной работе использован алгоритм дифференциальной эволюции для минимизации целевой функции, основанный на штрафных функциях [11]

$$L(x) = \begin{cases} f(x), & \text{если } \psi(x) = 0, \\ R\psi(x) + U_*, & \text{если } \psi(x) > 0 \text{ и } f(x) \leq U_*, \\ R\psi(x) + f(x), & \text{если } \psi(x) > 0 \text{ и } f(x) > U_*, \end{cases}$$

где  $L(x)$  – штрафная функция;  $\psi(x) = \sum_{j=1}^m \max\{0, g_j(x)\}$  – функция суммы ограничений;  $g_j(x)$  – ограничения в виде неравенств;  $f(x)$  – целевая функция;  $U_*$  – верхняя граница ограниченного глобального минимального значения;  $R$  – штрафной параметр.

С учётом рекомендаций [12] в данной работе используется алгоритм оптимизации SHADE E-PSR. Полученные результаты показаны в табл. 1.

В результате оптимизации параметров облика БПЛА определены преимущества использования эволюционного дифференциального алгоритма для решения задачи проектирования летательных аппаратов на начальных стадиях проектирования:

- возможность распараллеливания расчётов;
- простота реализации алгоритма;
- работа с параметрами дискретного характера;

Таблица 1. Результаты проектных переменных

| Проектные переменные  | Значение           |                     |                     |
|---|--------------------|---------------------|---------------------|
|   | Вариант 1          | Вариант 2           | Вариант 3           |
| <b>Геометрические параметры</b>   |                    |                     |                     |
| <b>Крыло</b>  |                    |                     |                     |
| Удлинение   | 9,958              | 10                  | 10                  |
| Стреловидность по передней кромке   | 6 <sup>0</sup>     | 5 <sup>0</sup>      | 0 <sup>0</sup>      |
| Сужение   | 1,0                | 1,0                 | 1                   |
| <b>Горизонтальное оперение</b>  |                    |                     |                     |
| Удлинение   | 2,244              | 2,000               | 2,000               |
| Стреловидность  | 0 <sup>0</sup>     | 0 <sup>0</sup>      | 0 <sup>0</sup>      |
| Сужение   | 1,0                | 1,0                 | 1,0                 |
| Угол установки  | -1,89 <sup>0</sup> | -2,304 <sup>0</sup> | -2,560 <sup>0</sup> |
| Относительная площадь $\bar{S}_2 = \frac{S_2}{S_1}$   | 0,2                | 0,2                 | 0,2                 |
| Относительное плечо $\bar{L}_2 = \frac{x_2}{b_A}$ ,<br>где $b_A$ – САХ несущей поверхности<br>бóльшей площади                                       | 1,966              | 2,021               | 2,341               |
| <b>Лётные условия</b>   |                    |                     |                     |
| Скорость, м/с   | 17,877             | 17,881              | 17,897              |
| Удельная нагрузка на крыло, даН/м <sup>2</sup>  | 11,965             | 11,926              | 12,000              |
| <b>Весовые характеристики</b>   |                    |                     |                     |
| Взлётная масса, кг  | 1,587              | 1,587               | 1,587               |
| Масса полезной нагрузки, кг   | 0,5                | 0,5                 | 0,5                 |
| Масса конструкции, кг   | 0,259              | 0,260               | 0,258               |
| Масса батареи, кг   | 0,347              | 0,346               | 0,219               |
| Масса силовой установки, кг   | 0,112              | 0,112               | 0,112               |
| Масса оборудования, кг  | 0,3                | 0,3                 | 0,3                 |
| Относительная координата центра масс<br>$\bar{x}_{\text{цм}} = \frac{x_{\text{цм}}}{b_A}$<br>где $b_A$ – САХ несущей поверхности<br>бóльшей площади | 0,239              | 0,242               | 0,298               |
| <b>Аэродинамика</b>   |                    |                     |                     |
| $C_{y\alpha}$ крейс   | 0,6                | 0,6                 | 0,6                 |
| $K_{\text{крейс}}$  | 23,406             | 23,546              | 23,412              |
| Угол атаки  | 4,202 <sup>0</sup> | 4,392 <sup>0</sup>  | 4,991 <sup>0</sup>  |
| $A_{\Gamma_0}$  | 0,600              | 0,597               | 0,600               |

- возможность получения нескольких конкурирующих вариантов вместо одного оптимального решения;
- возможность включения цикла сходимости уравнения существования в общий цикл оптимизации параметров БПЛА.

### *Библиографический список*

1. Комаров, В.А. Концептуальное проектирование самолёта: учебное пособие / В.А. Комаров [и др.]. – 2-е изд. перераб. и доп. – Самара: Изд СГАУ. 2013. – 120 с.
2. Raymer, D.P. Aircraft design: A conceptual approach / D.P. Raymer. – American Institute of Aeronautics and Astronautics. Inc. 2018. – 745 с.
3. Sziroczak, David. Conceptual design of small aircraft with hybrid-electric propulsion systems / David Sziroczak, Istvan Jankovics, Istvan Gal, Daniel Rohacs // Energy. – 2020. – Volume 204. –ISSN 0360-5442.
4. Parada, L.M.A. Conceptual and Preliminary Design of a Long Endurance Electric UAV: Thesis to obtain the Master of Science Degree in Aerospace Engineering / Luís Miguel Almodôvar Parada // Tecnico Lisboa. – 2016. – 101 с.
5. Karakas, H. ITU Tailless UAV Design / H. Karakas, E. Koyuncu, G. Inalhan // J. Intell Robot Syst. – 2013. – № 69. – С. 131–146.
6. Gu, H. Coordinate descent optimization for winged-UAV design / H. Gu, X. Lyu, Z. Li, F. Zhang // Journal of Intelligent & Robotic Systems. – 2020. – № 97. – С. 109–124.
7. Espinosa Barcenas, O.U. Multidisciplinary Analysis and Optimization Method for Conceptually Designing of Electric Flying-Wing Unmanned Aerial Vehicles / O.U. Espinosa Barcenas, J.G. Quijada Pioquinto, E. Kurkina, O. Lukyanov // Drones. – 2022. – № 6. – 307. <https://doi.org/10.3390/drones6100307>.

8. Budziak, K. Aerodynamic Analysis with Athena Vortex Lattice (AVL) / K. Budziak // Hamburg University of applied sciences. – 2015. – 72 с.

9. Papageorgiou, A. Design Optimization of Unmanned Aerial Vehicles: A System of Systems Approach: dissertation no. 2018 / Athanasios Papageorgiou // Linköping studies in science and technology. – 2019. – 81 с.

10. Балакин, В.Л. Динамика полёта самолёта: устойчивость и управляемость продольного движения / В.Л. Балакин, Ю.Н. Лазарев. – Самара: Изд СГАУ. 2011. – 48 с.

11. Ali, M.M. A penalty function-based differential evolution algorithm for constrained global optimization / M.M. Ali, W.X. Zhu // Comput. Optim. Appl. – 2013. – № 54. – С. 707–739.

12. Pioquinto, J.G.Q. Acceleration of Evolutionary Optimization for Airfoils Design with Population Size Reduction Methods / J.G.Q. Pioquinto, V.G. Shakhov // Presented In Proc. of the 20th Inter. Conf. “Aviation and Cosmonautics”. Samara. Russia. – November. 2021. – С. 22–26.