

Хоанг В.Х., Лукьянов О.Е., Комаров В.А.

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

Введение

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.

Методика

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]: минимизировать: $f(x)$, при условии $g_i(x) \leq 0$ для $i=1 \dots p$, $h_j(x) \leq 0$ для $j=1 \dots q$, при $x_k^l \leq x_k \leq x_k^u$ для $k=1 \dots r$.

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: $g_1(x) = A_{го}(x) \in [A_{го \text{ min}}, A_{го \text{ max}}]$ [10];

- ограничение на максимальное значение коэффициента подъёмной силы:

$$g_2(x) = c_{ya}(x) - c_{ya \text{ max}},$$

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;

$x'[\alpha, \delta_{20}, (\bar{x}_{цм} - \bar{x}_{ац})]$ – 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 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;
- возможность получения нескольких конкурирующих вариантов вместо одного оптимального решения;
- возможность включения цикла сходимости уравнения существования в общий цикл оптимизации параметров БПЛА.

Табл. 1 Результаты проектных переменных

Проектные переменные	Значение		
	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3
Геометрические параметры			
Крыло			
Удлинение	9,958	10	10
Стреловидность по передней кромке	6°	5°	0°
Сужение	1,0	1,0	1
Горизонтальное оперение			
Удлинение	2,244	2,000	2,000
Стреловидность	0°	0°	0°
Сужение	1,0	1,0	1,0
Угол установки	-1,89°	-2,304°	-2,560°
Относительная площадь $\bar{S}_2 = \frac{S_2}{S_1}$	0,2	0,2	0,2
Относительное плечо $\bar{L}_2 = \frac{x_2}{b_A}$, где b_A – САХ несущей поверхности бóльшей площади	1,966	2,021	2,341
Лётные условия			
Скорость, м/с	17,877	17,881	17,897
Удельная нагрузка на крыло, даН/м ²	11,965	11,926	12,000
Весовые характеристики			
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 $\bar{x}_{цм} = \frac{x_{цм}}{b_A}$, где b_A – САХ несущей поверх- ности бóльшей площади	0,239	0,242	0,298
Аэродинамика			
$C_{ya_крейс}$	0,6	0,6	0,6
$K_{крейс}$	23,406	23,546	23,412
Угол атаки	4,202°	4,392°	4,991°
$A_{го}$	0,600	0,597	0,600

Библиографический список

1. Комаров, В.А. Концептуальное проектирование самолёта: учеб. пособие / В.А. Комаров [и др.]. – 2-е изд. перераб. и доп. – Самара: Издательство 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. David Sziroczak, Istvan Jankovics, Istvan Gal, Daniel Rohacs, Conceptual design of small aircraft with hybrid-electric propulsion systems, Energy, Volume 204, 2020, 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.; Quijada Pioquinto, J.G.; Kurkina, E.; Lukyanov, O. Multidisciplinary Analysis and Optimization Method for Conceptually Designing of Electric Flying-Wing Unmanned Aerial Vehicles. 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. – Издательство 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.

УДК 532.59; 532.595, 533

Никонов В.В.

ОБ ОДНОМ МЕТОДЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ УДАРНЫХ ВОЛН

Одним из наиболее важных и сложных эффектов при моделировании течения сжимаемой жидкости является механизм распознавания ударных волн. Предложено множество методов типа Эйлера с высоким разрешением для точного разрешения масштабов плавного потока и одновременного выявления разрывов. Одним из недостатков этих методов является численная вязкость на ударных волнах. При проходе ударной волны параметры потока резко изменяются на расстоянии, приблизительно равном длине свободного пробега молекулы газа, что значительно меньше размера ячейки расчётной сетки. Из-за численной вязкости вышеупомянутые методы типа Эйлера растягивают изменение параметров ударной волны на несколько ячеек сетки. В работе [1] был предложен, а в публикациях автора [2, 3] получил дальнейшее развитие полулагранжев метод Годунова без численной вязкости для ударных волн.

Основное отличие метода [3] от метода [2] заключается в использовании разных формул для вычисления плотности в волне разряжения. В методе [2] используется формула