

АВТОМАТИЗАЦИЯ КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ И МОДИФИКАЦИИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ САМОЛЁТНОГО ТИПА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ И ЭВОЛЮЦИОННЫХ АЛГОРИТМОВ. ЧАСТЬ 2: РЕЗУЛЬТАТЫ И АНАЛИЗ

© 2024

- В. А. Комаров** доктор технических наук, профессор, директор научно-образовательного центра авиационных конструкций НОЦ-202; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; vkomarov@ssau.ru
- О. Е. Лукьянов** кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; lukyanov.oe@ssau.ru
- В. Х. Хоанг** аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; hunghoang2508@gmail.com
- Е. И. Куркин** кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; kurkin.ei@ssau.ru
- Х. Г. Куихада Пиокуинто** аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; hosekihada@yandex.ru

Рассматривается пример практического использования методики многодисциплинарной оптимизации параметров облика летательных аппаратов самолётно-го типа в виде решения задачи модификации двух существующих летательных аппаратов с характеристиками, представленными в открытых источниках. Исследована сходимость задачи оптимизации. Приводятся результаты валидации математических моделей аэродинамики путём сравнения с экспериментом, проведена оценка достоверности вычисления целевой функции на примере решения прямой задачи расчёта взлётной массы и лётно-технических характеристик самолётов-прототипов и сравнения результатов с их реальными характеристиками. Предложена методика продольной балансировки летательных аппаратов самолётно-го типа с двумя несущими поверхностями при оптимизации параметров.

БПЛА; облик; проектирование; взлётная масса; оптимизация; эволюционный алгоритм; аэродинамика; балансировка; штрафная функция; параллельные вычисления

Цитирование: Комаров В.А., Лукьянов О.Е., Хоанг В.Х., Куркин Е.И., Куихада Пиокуинто Х.Г. Автоматизация концептуального проектирования и модификации беспилотных летательных аппаратов самолётно-го типа с использованием многодисциплинарной оптимизации и эволюционных алгоритмов. Часть 2: Результаты и анализ // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 4. С. 48-64. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-48-64

В первой части настоящей статьи [1] был рассмотрен алгоритм многодисциплинарной оптимизации параметров облика летательного аппарата (ЛА) самолётно-го типа с использованием метода дифференциальной эволюции. Результатом данного алгоритма является вектор значений проектных параметров, обращающих

целевую функцию в минимум $x^{opt} = \{m_0^{in-opt}, \lambda_1^{opt}, \lambda_2^{opt}, \chi_1^{opt}, \chi_2^{opt}, \eta_1^{opt}, \eta_2^{opt}, \delta_1^{opt}, \bar{L}^{opt}, \bar{S}_2^{opt}, V^{opt}, p_0^{opt}\}$.

Кроме этого, результатом работы алгоритма является ряд промежуточных значений параметров проекта, имеющих важное значение для сравнения полученного результата с альтернативными решениями и для проведения дальнейших этапов проектирования, в том числе массы частей беспилотного летательного аппарата (БПЛА), лётно-технические, энергетические, аэродинамические характеристики, облик самолёта и т.п. Эти данные можно получить из информации, содержащейся в результатах работы блоков m2, m6, m7 и 3.1 оптимизационного алгоритма [1, рис. 2]. Назовём их «*дополнительными*» и рассмотрим получение важнейших из них.

1. Дополнительные результаты оптимального решения

1.1 Масса частей самолёта

1.1.1 Масса энергоносителя

В случае использования БПЛА двигателя внутреннего сгорания (ДВС) (или другого типа двигателя на топливе) относительная масса топлива определяется по формуле:

$$\bar{m}_{\text{топ}} = \bar{N} C_e t, \quad (1)$$

где: \bar{N} – энерговооружённость, кВт/кг (блок m6 и блок 3.1 [1, рис. 2]); C_e – удельный расход топлива, кг/(кВт.ч); t – время полёта, ч.

В случае использования БПЛА с электрическим двигателем относительная масса аккумуляторных батарей будет равна:

$$\bar{m}_{\text{акк}} = \frac{g \bar{N} t}{E \eta_{\text{cy}}}, \quad (2)$$

где: η_{cy} – КПД силовой установки; E – удельная энергоёмкость аккумулятора, кВт.ч/кг; g – ускорение свободного падения, м/с².

1.1.2 *Масса силовой установки* включает в себя массу воздушных винтов и двигателя с системами обеспечения работоспособности – топливной системой для ДВС и контроллерами электрических двигателей в случае их использования в качестве силового агрегата. Относительная масса двигателя вычисляется по формуле:

$$\bar{m}_{\text{cy}} = k \bar{N} \gamma, \quad (3)$$

где: k – учитывает увеличение массы силовой установки за счёт систем; γ – удельная масса двигателя, кг/кВт.

1.1.3 *Масса конструкции* планера БПЛА, включающая в себя массы крыла, оперения, фюзеляжа и шасси, определяется обычно с использованием так называемых *весовых формул*, представленных в специализированной литературе [2 – 5]. Однако, в ряде исследований по весовому анализу авиационных конструкций [6; 7] показано существенное различие величин относительных масс, получаемых по различным формулам как гипотетических, так и существующих самолётов. При этом отмечено, что более высокую точность в широком диапазоне взлётных масс дают весовые формулы, которые учитывают этот фактор и удельную нагрузку на крыло. Поэтому в данной ра-

боте при выборе весовых формул предпочтение отдавалось тем, которые учитывают масштабный фактор: $m_0, p_0, S_{кр}$ и т.п.

Для оценки относительной массы крыла использовалась формула, заимствованная из [3]:

$$\bar{m}_{кр} = 1,15 \cdot 10^{-4} k_{мех} k_{кон} k_{мт} \varphi n_p \frac{\lambda \sqrt{S}}{(\cos \chi)^{1,5} \sqrt{\theta \bar{c}_0}} \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \left(1 - \frac{\bar{c}_0 - 1}{\bar{c}_к} \right), \quad (4)$$

где: $k_{мех}$ – коэффициент, учитывающий механизацию крыла; $k_{кон}$ – коэффициент, учитывающий тип конструкции крыла; $k_{мт}$ – коэффициент, учитывающий марку основного материала конструкции крыла; φ – коэффициент разгрузки крыла; n_p – расчётная перегрузка; λ – удлинение крыла; S – площадь крыла, м²; χ – стреловидность крыла, °; θ – коэффициент, учитывающий эффективность работы продольных силовых элементов; \bar{c}_0 – корневая относительная толщина крыла; $\bar{c}_к$ – концевая относительная толщина крыла; η – сужение крыла.

Масса конструкции фюзеляжа определялась по формуле, заимствованной из [4]:

$$\bar{m}_\phi = \frac{0,23}{m_0} \sqrt{V_{\max} \frac{l_\phi}{b_\phi + h_\phi} S_{\text{полн}}^{1,2}}, \quad (5)$$

где: m_0 – взлётная масса, кг; V_{\max} – предельная расчётная скорость, м/с; l_ϕ – длина фюзеляжа, м; b_ϕ – максимальная ширина фюзеляжа, м; h_ϕ – максимальная высота фюзеляжа, м; $S_{\text{полн}}$ – полная площадь внешней поверхности фюзеляжа, м².

Масса вертикального оперения определялась по формуле из [5]:

$$\bar{m}_{\text{во}} = 6,8 \frac{S_{\text{во}}^{1,2}}{m_0} \left(0,4 + \frac{V_{\text{крейс}} + 113}{1100} \right), \quad (6)$$

где: $S_{\text{во}}$ – площадь вертикального оперения, м²; $V_{\text{крейс}}$ – крейсерская скорость, м/с.

Масса шасси может быть найдена путём сложения масс передней и основных стоек, которые определяются отдельно по формуле из [4]:

$$\bar{m}_{\text{ш}} = k_{\text{гш}} \left(\frac{A}{m_0} + \frac{B}{m_0^{1/4}} + C + D m_0^{1/2} \right), \quad (7)$$

где: $k_{\text{гш}}$ – коэффициент, учитывающий положение крыла относительно фюзеляжа; A, B, C, D – статистические коэффициенты, способы определения их значений можно найти в [4].

В перспективе планируются использование весовых формул на основе критерия «силовой фактор», приведённых в [8], с учётом того, что диапазон взлётных масс и абсолютных размеров существующих и перспективных БПЛА чрезвычайно широк.

1.2 Геометрические характеристики

Вычисление геометрических характеристик особи из оптимальной генерации производится на основе входной величины взлётной массы $m_{0s,g}^{in}$, удельной нагрузки на несущую систему $p_{0s,g}$ и других относительных геометрических параметров из вектора особи \mathbf{x}^{opt} .

Суммарная площадь несущих поверхностей БПЛА S_{Σ} определяется по формуле:

$$S_{\Sigma} = \frac{m_0}{p_0}, \quad (8)$$

где: m_0 – взлётная масса, кг; p_0 – удельная нагрузка на несущую систему, кг/м².

Остальные абсолютные геометрические характеристики каждой несущей поверхности находятся по соотношениям:

$$S_{\Sigma} = S_1 + S_2; \quad (9)$$

$$l_j = \sqrt{\lambda_j S_j}; \quad (10)$$

$$b_{kj} = \frac{2S_j}{l_j(1+\eta_j)}; \quad (11)$$

$$b_{0j} = b_{kj}\eta_j; \quad (12)$$

$$b_{CAХ} = \frac{2}{3}b_0 \frac{1+\eta+\eta^2}{\eta+\eta^2}, \quad (13)$$

где: S_1 – площадь передней несущей поверхности крыла, м²; S_2 – площадь задней несущей поверхности, м²; l – размах крыла, м; λ – удлинение крыла; j – индекс ($j=1$ или 2); b_0 – корневая хорда крыла, м; b_k – концевая хорда крыла, м; η – сужение крыла; $b_{CAХ}$ – средняя аэродинамическая хорда (САХ), м.

Геометрия фюзеляжа описывается относительными и абсолютными параметрами: удлинением фюзеляжа λ_{ϕ} , удлинением носовой и хвостовой части фюзеляжа $\lambda_{н.ч}$, $\lambda_{х.ч}$, эквивалентным диаметром миделева сечения d_{ϕ}^3 , м, удельной нагрузкой на мидель $p_{0м}$, кг/м².

Особенностью предлагаемой методики является использование геометрических параметров S_{Σ} и $\bar{S}_2 = S_2/S_1$, которые позволяют рассматривать аэродинамические схемы из одной или двух несущих поверхностей без разделения их на нормальную схему, схему «утка», схему «тандем» или летающее крыло (бесхвостка). Величина \bar{S}_2 является варьируемым параметром при оптимизации. В случае $\bar{S}_2 < 1$ БПЛА получает нормальную схему, в случае $\bar{S}_2 > 1$ – схему «утка», если $\bar{S}_2 \sim 1$ – схему «тандем», если $\bar{S}_2 = 0$ – это схема летающее крыло или бесхвостка.

При этом выделяется главная несущая поверхность: передняя, если $S_1 > S_2$, и, наоборот, задняя, если $S_1 < S_2$. Нормирование аэродинамических коэффициентов и относительных геометрических характеристик осуществляется относительно САХ главной поверхности.

1.3 Расчёт аэродинамических характеристик БПЛА

Расчёт аэродинамических характеристик БПЛА (блок m2, блок 3.1 [1, рис. 2]) осуществляется для аэродинамической компоновки БПЛА, полученной для каждой особи $x_{s,g}$. Определение несущих свойств и индуктивной составляющей лобового сопротивления выполняется с помощью метода дискретных вихрей (МДВ) [9 – 11] с использованием открытого программного обеспечения AVL [12], а учёт сжимаемости и расчёт сил вязкого трения выполняется на основе инженерных методов.

Основная задача используемого блока моделей аэродинамики – это определение аэродинамического качества на каждом из этапов полёта с целью оценки потребных энергетических характеристик силовой установки и количества энергоносителя, определяемых потребной энерговооружённостью на различных этапах полёта:

$$\bar{N} = \frac{V}{\eta_{\text{вин}}} \frac{K \sin \theta + \cos \theta}{\sin \alpha + K \cos \alpha}, \quad (14)$$

где: θ – угол наклона траектории полёта, °; α – угол атаки, °; K – аэродинамическое качество; V – скорость полёта, м/с; $\eta_{\text{вин}}$ – коэффициент полезного действия (КПД) винтов.

Аэродинамическое качество, определяющее энергетические затраты на каждом из этапов полёта, определяется соотношением соответствующих этому режиму полёта коэффициентов подъёмной силы c_{y_a} и лобового сопротивления c_{x_a} .

1.4 Балансировка БПЛА

Определение аэродинамического качества и потребных энергетических характеристик БПЛА осуществляется при обеспечении равновесия БПЛА в вертикальной плоскости, то есть выполняются условия:

$$\begin{cases} M_z = 0 & \text{(а)} \\ Y_a = Y_{a_{\text{бал}}} & \text{(б)}, \\ X_a = P \cos \alpha + G \sin \theta & \text{(в)} \end{cases} \quad (15)$$

где: M_z – продольный аэродинамический момент относительно центра масс, Н·м; Y_a – подъёмная сила, Н; $Y_{a_{\text{бал}}}$ – подъёмная сила, потребная для равновесия по оси y_a скоростной системы координат, Н; X_a – сила лобового аэродинамического сопротивления, Н; P – сила тяги силовой установки, Н; G – вес БПЛА, Н.

Значение коэффициента подъёмной силы $c_{y_{a_{\text{бал}}}}$, необходимое для обеспечения равновесия по оси y_a , определяется по формуле:

$$c_{y_{a_{\text{бал}}}} = \frac{gp_0 \cos \theta}{1/2 \rho V^2}, \quad (16)$$

где: g – ускорение свободного падения, м/с²; p_0 – удельная нагрузка на крыло, кг/м²; θ – угол наклона траектории, °; ρ – плотность воздуха, кг/м³; V – скорость полёта, м/с.

Коэффициент подъёмной силы c_{y_a} летательного аппарата зависит от угла атаки и

углового расположение несущих поверхностей относительно друг друга, а коэффициент продольного момента относительно центра масс зависит ещё и от выбранной степени продольной устойчивости.

Задача обеспечения равновесия (15) представляет собой задачу оптимизации по обеспечению равенств (15а) и (15б) с двумя переменными:

$$\begin{cases} m_z(\alpha, \delta_2) = 0, & (a) \\ c_{ya}(\alpha, \delta_2) - c_{ya_{\text{бал}}} = 0, & (б) \end{cases} \quad (17)$$

где: α – угол атаки, °; δ_2 – угол установки балансирующей аэродинамической поверхности, °.

Используемые модели аэродинамики определяют линейный характер зависимостей в (17), поэтому в работе предлагается использовать следующий алгоритм с широким использованием аналитических методов с целью повышения быстродействия решения данной задачи:

– расчёт характеристик: подъёмной силы c_{ya} и продольного аэродинамического момента относительно носка САХ главной несущей поверхности m_{zA} численным методом МДВ в программном обеспечении (ПО) AVL для двух разных сочетаний угла атаки α и угла установки задней поверхности δ_2 ;

– на основе полученных данных выполняется линейная аппроксимация аналитических зависимостей $c_{ya}(\alpha, \delta_2) = c_{ya}^\alpha (\alpha - \alpha_0 + \delta_2)$ и $m_{zA}(\alpha, \delta_2) = m_{z0} + m_{zA}^{c_{ya}} c_{ya}(\alpha, \delta_2)$;

– вычисляется положение аэродинамического фокуса по углу атаки относительно носка САХ главной несущей поверхности $x_\phi = -m_{zA}^{c_{ya}}$, и рассчитывается требуемое положение центра масс, которое обеспечит заданный запас продольной статической устойчивости: $x_{ц.м} = x_\phi + (x_{ц.м} - x_\phi)$, где $(x_{ц.м} - x_\phi) = \Delta$ – требуемый запас продольной статической устойчивости;

– производится пересчёт зависимости $m_{зц.м}(\alpha, \delta_2)$ относительно требуемого положения центра масс (рис. 1):

$$m_{зц.м} = m_{z0} + \Delta c_{ya} = m_{z0} + \frac{m_{zA} - m_{z0}}{m_{zA}^{c_{ya}}} \Delta, \quad (18)$$

– находятся аналитические выражения двух прямых, полученные пересечением плоскости $c_{ya} = f(\alpha, \delta_2)$ с плоскостью $c_{ya} = c_{ya_{\text{бал}}}$ и плоскости $m_{зц.м} = f(\alpha, \delta_2)$ с плоскостью $m_{зц.м} = 0$, то есть находятся решения (17а) и (17б) независимо друг от друга (рис. 2 – 4);

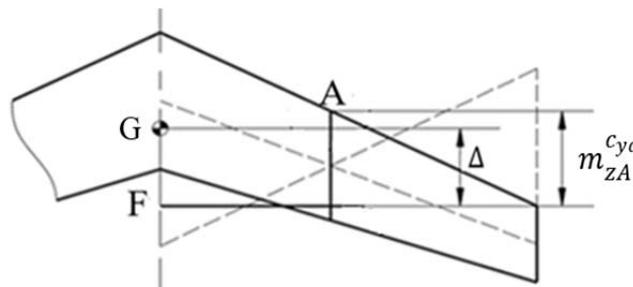


Рис. 1. Определение коэффициента продольного момента относительно центра масс

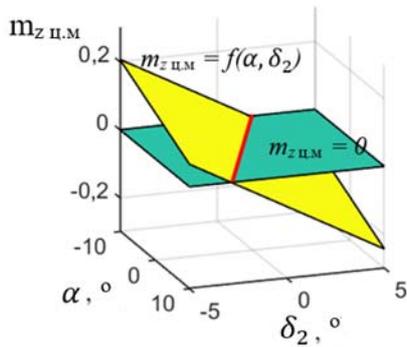


Рис. 2. Зависимость $m_{z_{ц.м}}$ от α и δ_2

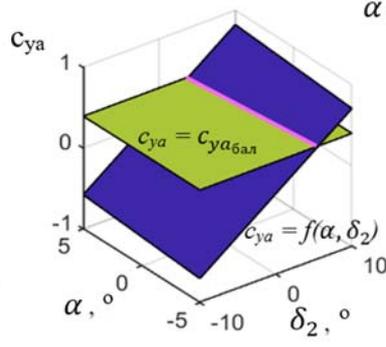


Рис. 3. Зависимость c_{ya} от α и δ_2

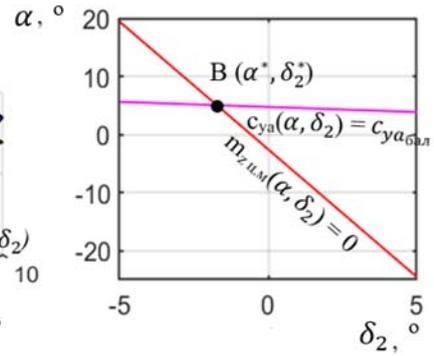


Рис. 4. Решение условия балансировки БПЛА

- задачи (17) решаются аналитически, решением является точка $B = (\alpha^*, \delta_2^*)$ пересечения двух прямых $c_{ya}(\alpha, \delta_2) = c_{ya_{бал}}$ и $m_{z_{ц.м}}(\alpha, \delta_2) = 0$ (рис. 4);
- выполняется расчёт величин $c_{ya}(\alpha^*, \delta_2^*)$ и $m_{z_{ц.м}}(\alpha^*, \delta_2^*)$ на основе моделей метода МДВ в ПО AVL для проверки условия балансировки.

1.5 Визуализация результатов оптимизации в виде плановой проекции и его трёхмерной модели

После завершения цикла оптимизации создаётся файл в формате *.xlsx, содержащий все геометрические параметры последней генерации.

В конце основной программы оптимизации добавляется модуль для запуска программы FreeCAD [13] через пакет Python.

Построение 3D-моделей осуществляется с помощью файлов макросов, написанных на языке Python. Этот файл макроса создаёт 3D-модель на основе геометрических параметров, содержащихся в файле *.xlsx, сохраняет изображение модели в формате .png, закрывает программу FreeCAD после выполнения задачи и помещает в папку установки FreeCAD. Благодаря функции «запускать макрос при запуске» FreeCAD автоматически запускается файл макроса, и весь процесс происходит в фоновом режиме в системе.

2. Анализ достоверности моделей и методики

2.1 Валидация математических моделей аэродинамики

В рассматриваемой методике оптимизации аэродинамические характеристики БПЛА рассчитываются по заданным геометрическим параметрам по методике МДВ с подключением ПО AVL в комбинации с формулами инженерных методик на платформе Python. Валидация получаемых результатов расчёта осуществлена на основе сравнения с экспериментальными данными, полученными в аэродинамической трубе Самарского университета Т-3 весовым методом [14]. Описание экспериментальной установки представлено в [15; 16]. Исследовалась модель с геометрическими характеристиками, представленными на рис. 5.

Для валидации рассматривались интегральные аэродинамические коэффициенты c_{ya} , c_{xa} , m_z в зависимости от угла атаки.

На рис. 6 представлены полученные экспериментальные данные и результаты расчёта.

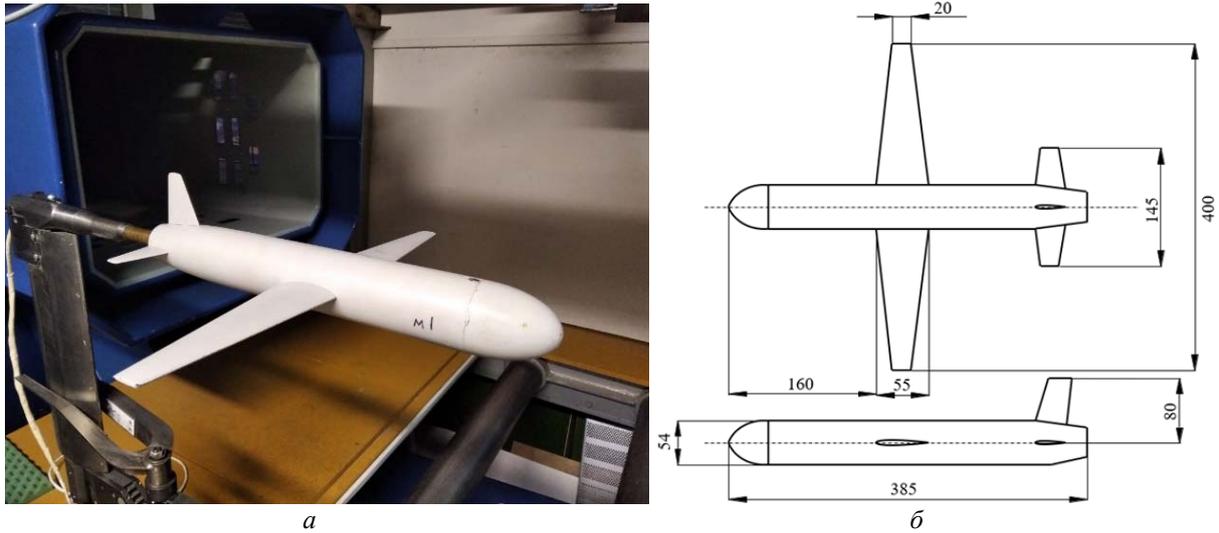


Рис. 5. Экспериментальная модель в аэродинамической трубе:
а – установка модели в аэродинамической трубе;
б – геометрические параметры экспериментальной модели

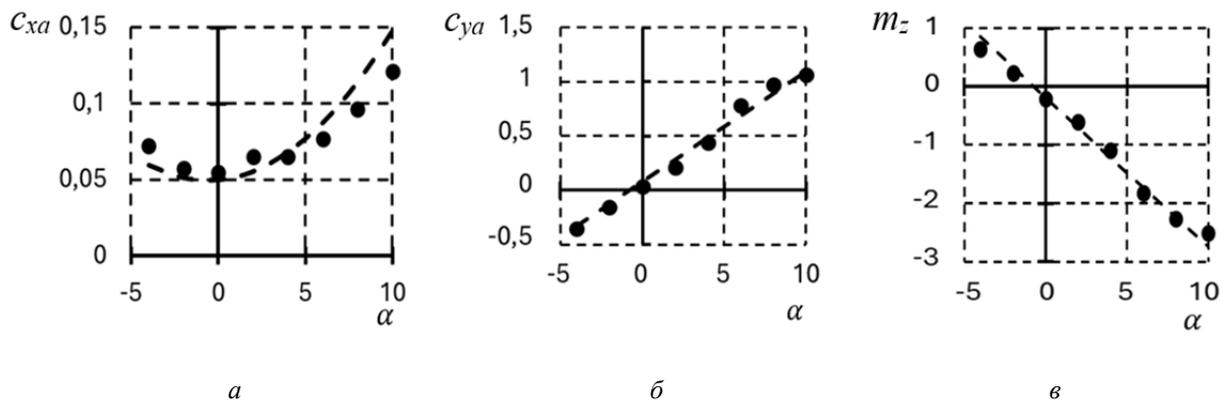


Рис. 6. Аэродинамические характеристики:
а – зависимость c_{xa} от α ; б – зависимость c_{ya} от α ; в – зависимость m_z от α ;
— — расчёты по AVL; ● экспериментальные данные

Коэффициенты вариации расхождения данных по коэффициентам c_{ya} , c_{xa} и m_z составили 6,8%, 6,1%, 7,3% соответственно, что свидетельствует о достоверности используемой аэродинамической модели в алгоритме [1].

2.2 Валидация моделей и алгоритма расчёта целевой функции

Для оценки достоверности расчёта целевой функции и характеристик, получаемых по разработанной программе, выполнялся однократно расчёт важнейших характеристик двух существующих БПЛА по опубликованным данным: БП-1 [17] и БП-2 [18]. Основные параметры, использованные в расчётах, приведены в табл. 1.

Таблица 1. Параметры БПЛА БП-1 и БП-2

Параметры		БП-1	БП-2
Передняя несущая поверхность			
Удлинение		19	20
Стреловидность по передней кромке, °		7,22	1
Сужение		2,77	3
Угол установки, °		2,5	2,5
Задняя несущая поверхность			
Удлинение		6,75	20
Стреловидность по передней кромке, °		0	1
Сужение		1	3
Относительное расстояние между передними и задними крыльями $\left(\bar{L} = \frac{L}{b_{\text{САХ}}}\right)$		4,368	5,55
Относительная площадь $\left(\bar{S}_2 = \frac{S_2}{S_1}\right)$		0,257	1
Вертикальное оперение			
Удлинение		4,4	1,3
Стреловидность по передней кромке, °		0	12,5
Сужение		1	2,3
Площадь, м ²		3,13	3
Фюзеляж			
Длина, м		8,23	11,13
Удлинение		10,7	10,6
Лётные характеристики			
Скорость, м/с		47	55
Удельная нагрузка на крыло, кг/м ²		73,18	90
Время полёта, ч		35	24
Масса			
Масса полезной нагрузки, кг		204	600
Двигатель			
Двигатель		1хПД Rotax 914UL	2хПД Rotax 914UL
Относительная масса		0,075	0,076
Мощность, кВт		84,5 при 5800 об/мин	84,5 при 5800 об/мин
Удельный расход топлива, кг/(кВт.ч)	в взлётном режиме	0,285	0,285
	в крейсерском режиме	0,27	0,27

Сходимость решения уравнения существования в предлагаемой методике концептуального проектирования обеспечивается в общем цикле оптимизации. Поэтому для решения уравнения существования в прямом однократном расчёте целевой функции с исходными данными из табл. 1 использован обычный итерационный цикл. Рассмотрены этапы полёта: взлёт, набор высоты, крейсерский режим, снижение и посадка с учётом балансировки БПЛА в вертикальной плоскости на всех режимах полёта.

В табл. 2 приведены полученные результаты расчёта целевой функции – взлётной массы, а также массы пустого БПЛА, массы топлива, массы двигателей и их максимальной мощности. Аналогичные характеристики существующих рассматриваемых БПЛА также приводятся в табл. 2 для сравнения с результатами расчётов.

Отличие результатов расчёта взлётной массы, а также масс основных частей двух существующих БПЛА по предложенной методике не превысило 3...4%. Отличие расчётной потребной мощности силовой установки и фактической максимальной мощности силовой установки рассмотренных БПЛА находится в пределах 4...5%. Результаты сравнения данных в табл. 2 позволяют оценить точность расчёта основных характеристик БПЛА с помощью предлагаемой методике как достаточную для проектирования.

Таблица 2. Результаты расчёта

Параметры	БП-1	Расчёт	Погрешность %	БП-2	Расчёт	Погрешность %
Взлётная масса, кг	1020	1015	0,49	2000	2055	2,68
Масса двигателей, кг	76	79	3,9	152	150	1,3
Масса топлива, кг	302	316	4,4	450	458	1,8
Пустая масса, кг	514	495	3,7	950	997	4,7
Макс. мощность двигателя, кВт	84,5	88,3	4,3	2×84,5	2×84,1	0,01
Крейсерское аэродинамическое качество	н/д	23,0	-	н/д	24,8	-

3. Решение прикладных задач оптимизации

С помощью предложенной методики оптимизации рассмотрено решение задач по улучшению характеристик двух существующих БПЛА (БП-1 и БП-2) путём оптимизации ряда их основных параметров. В качестве целевой функции использовалась взлётная масса m_0 .

В данных примерах использована общая постановка задачи [1, (1)] и использовались функциональные ограничения [1, (2) – (5)].

Список исходных данных для оптимизации показан в табл. 3. В табл. 4 представлены некоторые настройки алгоритма оптимизации.

Таблица 3. Исходные данные для оптимизации рассмотренных БПЛА

Параметры	БП-1	БП-2
Время полёта, ч	35	24
Запас продольной статической устойчивости (Δ)	– 0,1	
Удельный расход топлива (C_e), кг/(кВт.ч)	набор высоты	0,285
	крейсерский режим	0,27
Угол наклона траектории полёта (θ), °	набор высоты	+5
	крейсерский полёт	0
	снижение	– 5
КПД винтов	0,75	
Полезная нагрузка ($m_{пн}$), кг	204	600
Относительная масса оборудования ($\bar{m}_{об}$)	0,08	
Удельная масса двигателя (γ), кг/кВт	0,87	

Таблица 4. Настраечные параметры алгоритма оптимизации

Параметры	Значение
Ограничение коэффициента подъёмной силы (c_{ya})	< 0,6
Ограничения коэффициента статического момента горизонтального оперения ($A_{го}$)	[0,2...0,6]
Начальная величина штрафа (U^*), кг	60000
Критерий остановки оптимизации ε	0,001
Максимальное количество поколений (w_{max})	12000
Минимальное количество поколений (w_{min})	12
Количества переменных проектирования (n)	12
Размер исходной популяции (w_0)	120

Число особей начальной популяции 120.

Сходимость оптимизации была достигнута после 123 генераций (g) при затратах 62 минуты времени на компьютере с Windows 10, процессором Intel(R) Core i7-6700 @ 3,40 ГГц, оперативной памятью 64 ГБ. Численность последней генерации составила 22 особи. На рис. 7 на примере БП-2 показана сходимость расчёта взлётной массы в процессе оптимизации по используемому алгоритму.

Результаты работы оптимизационного алгоритма представлены в табл. 5, 6 вместе с соответствующими данными для прототипов. В табл. 5 – основные (оптимизируемые) параметры, в табл. 6 – дополнительные результаты оптимизации.

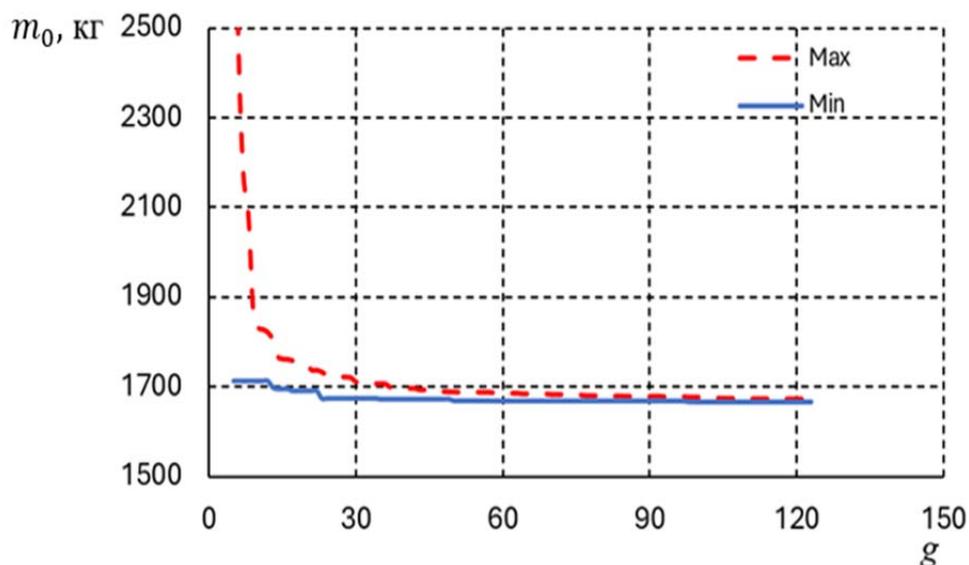


Рис. 7. Пример расчёта взлётной массы по поколениям

Таблица 5. Результаты оптимизации параметров БП-1 и БП-2

Параметры	БП-1		БП-2	
	Значение прототипа	Оптимальные значения	Значение прототипа	Оптимальные значения
λ_1	19	7,6	20	14
$\chi_1, ^\circ$	7,22	0	1	2,7
η_1	2,77	3	3	1,9
$\delta_1, ^\circ$	2,5	0	2,5	2,5
λ_2	6,75	18,7	20	4
$\chi_2, ^\circ$	0	3	1	0
η_2	1	1,62	3	1,6
$\delta_2, ^\circ$	-2,62	-2,0	2,2	-2,2
\bar{L}	4,37	4,6	5,55	5,1
\bar{S}_2	0,26	4,9	1	0,2
$\alpha, ^\circ$	–	5,2	–	2,8
$V, \text{ м/с}$	47	45	55	50
$p_0, \text{ кг/м}^2$	73,2	75	90	92
$m_0, \text{ кг}$	1020	914	2000	1667

Таблица 6. Дополнительные результаты оптимизации

Параметр	БП-1			БП-2			
	Исходные значения	Оптимальные значения	Погрешность %	Исходные значения	Оптимальные значения	Погрешность %	
Взлётная масса, кг	1020	914	10,4	2000	1667	16,7	
Масса полезной нагрузки, кг	204	204	0	600	600	0	
Масса оборудования, кг	н/д	84,1	–	н/д	137	–	
Масса, кг	передней несущей поверхности	н/д	22,4	–	н/д	181,7	–
	задней несущей поверхности	н/д	123,4	–	н/д	25,2	–
	вертикально-го оперения	н/д	19,6	–	н/д	13,5	–
	фюзеляжа	н/д	77,6	–	н/д	171,6	–
	шасси	н/д	36,5	–	н/д	84,1	–
Масса двигателей, кг	76	76	0	152	132	13,2	
Масса топлива, кг	302	266,6	11,7	450	313,5	30,3	
Масса винта/винтов, кг	–	3,8	–	–	8,4	–	
Мощность двигателя, кВт	1x84,5	1x80,6	4,6	2x84,5	2x62,9	25,6	
Относительное положение центра масс $\left(\bar{x}_{ц.м} = \frac{x_{ц.м}}{b_{САХ}}\right)$	н/д	-0,651	–	н/д	0,54	–	
Крейсерский коэффициент подъёмной силы	н/д	0,59	–	н/д	0,59	–	
Крейсерское аэродинамическое качество	н/д	24,7	–	н/д	26	–	

Из табл. 6 следует, что для обоих прототипов найдены решения с меньшей взлётной массой для БП-1 – на 10,4% и для БП-2 – на 16,7%.

Для покомпонентного анализа составляющие взлётной массы представлены на гистограммах на рис. 8. На рис. 9 показаны потребные мощности двигателя до и после оптимизации.

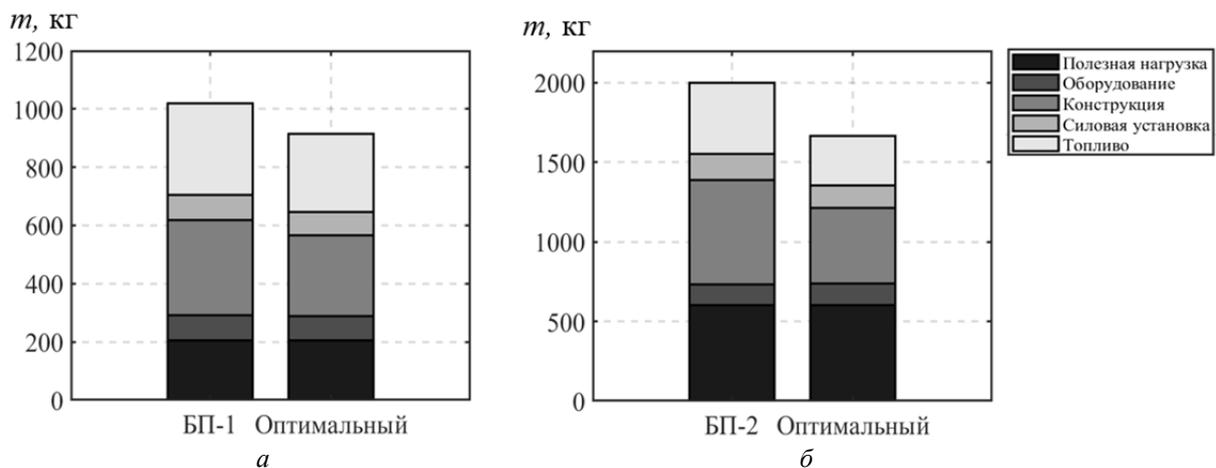


Рис. 8. Весовые сводки для рассмотренных БПЛА до и после оптимизации: а – БП-1; б – БП-2

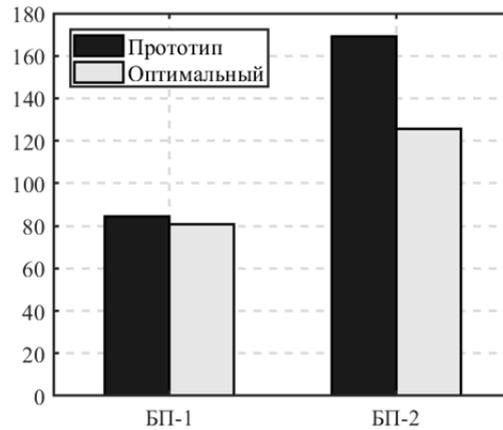


Рис. 9. Сравнение мощности двигателя прототипа до и после оптимизации

Из анализа оптимальных параметров, представленных в табл. 5, следует, что им соответствуют существенное *изменение облика* рассмотренных аппаратов, показанное на рис. 10, которое можно рассматривать как разработку рекомендаций по модификации.

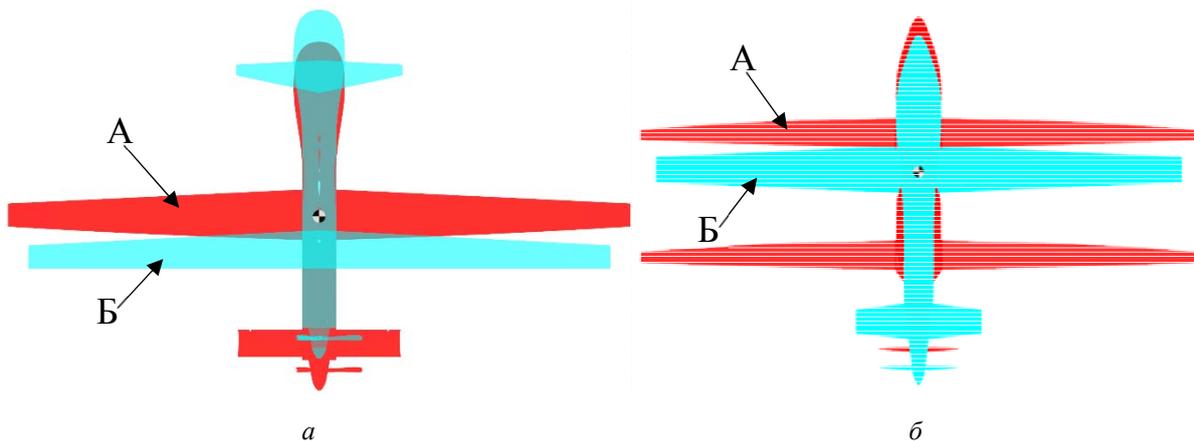


Рис. 10. Облик БПЛА по прототипу (А) и после оптимизации (Б): а – БП-1; б – БП-2

Рисунки получены автоматически с помощью приложения FreeCAD, которое используется в Batch-режиме для автоматической отрисовки общего вида последней популяции особей оптимизации.

Таким образом, рассмотренные примеры показывают работоспособность предлагаемого варианта реализации метода оптимизации. Выбранное компактное пространство проектных переменных обладает свойством порождать различные аэродинамические схемы.

Заключение

Предложена методика оптимизации облика БПЛА. Постановка задачи представлена в терминах нелинейного математического программирования. Отдельные особенности методики, связанные с концептуальным проектированием летательного аппарата, рассмотрены на двух реальных примерах БПЛА тяжёлого класса с принципиально различными аэродинамическими схемами.

Основное внимание в методике обращено на обеспечение высокой точности предсказания взлётной массы летательного аппарата. С этой целью используемый в аэродинамических расчётах метод дискретных вихрей протестирован собственным натурным экспериментом в аэродинамической трубе. Особенность предлагаемого подхода заключается также в учёте и обеспечении продольной балансировки в алгоритме определения взлётной массы. Интегрально точность использованных в методике математических моделей, алгоритмов и программ проверена однократным расчётом взлётной массы, энерговооружённости и массы топлива каждого из рассматриваемых БПЛА по их геометрическим характеристикам. Расхождение между опубликованными основными параметрами и теми, что получены путём расчётов, находится в пределах 3...4%.

Оценка точности оптимизационных алгоритмов в сложных междисциплинарных технических задачах заслуживает специального рассмотрения и, по-видимому, не имеет каких-либо общих методов, кроме тестовых функций, тестовых моделей и специально разработанных задач с известным оптимальным решением [19].

Решение задач по оптимизации взлётной массы двух БПЛА по 12 проектным переменным при заданной полезной нагрузке и времени полёта, характерных для БП-1 и БП-2, дало существенное снижение взлётной массы этих аппаратов при определённых изменениях облика и геометрических параметров. Полученные результаты можно рассматривать как тестирование достоверности и эффективности методики в целом.

Определённое внимание при разработке методики уделено её быстродействию. С этой целью в оптимизационном алгоритме предусмотрено распараллеливание вычислений взлётной массы каждой особи из популяции, однократный расчёт m_0 и ряд других мер. Особого внимания заслуживают результат вычислительного эксперимента, в котором в число проектных переменных добавлялось текущее значение целевой функции – взлётной массы. Согласно предварительным исследованиям, эта мера ускоряет процесс оптимизации примерно втрое с получением равноценного результата. Анализ причин такого ускорения представляет определённый научный интерес. С использованием названных ускорений время получения решения при 12 проектных переменных составляет порядка одного часа на персональном компьютере с процессором Intel(R) Core i7-6700 @ 3,40 ГГц, оперативной памятью 64 ГБ, что с учётом сложности междисциплинарной комбинаторной задачи представляется вполне приемлемым.

Разработка методики и ПО концептуального проектирования БПЛА с достигнутыми параметрами точности и быстродействия может рассматриваться как определённый шаг к технологии автоматизированного точного проектирования.

Библиографический список

1. Комаров В.А., Лукьянов О.Е., Хоанг В.Х., Куркин Е.И., Куихада Пиокуинто Х.Г. Автоматизация концептуального проектирования и модификации беспилотных летательных аппаратов самолётного типа с использованием междисциплинарной оптимизации и эволюционных алгоритмов. Часть 1: Методы и модели // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 3. С. 42-57. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-42-57
2. Raymer D. Aircraft design: A conceptual approach. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018. 1062 p. DOI: 10.2514/4.104909
3. Проектирование самолётов / под ред. С.М. Егера. М.: Машиностроение, 1983. 616 с.
4. Torenbeek E. Advanced aircraft design: Conceptual design, analysis and optimization of subsonic civil airplanes. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, 2013. 436 p.
5. Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. Проектирование лёгких самолётов. М.: Машиностроение, 1978. 208 с.

6. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолётов. Т. 1. Весовой расчёт самолёта и весовое планирование. М.: Машиностроение, 1977. 343 с.
7. Комаров В.А., Гуменюк А.В. Оценка весовой эффективности силовых схем несущих поверхностей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва. 2002. № 1. С. 45-54.
8. Комаров В.А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2000. № 1. С. 31-39.
9. Белоцерковский С.М. Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа. М.: Наука, 1965. 244 с.
10. Katz J., Plotkin A. Low-speed aerodynamics: From wing theory to panel methods. McGraw-Hill, 1991. 656 p.
11. Budziak K. Aerodynamic analysis with athena vortex lattice (AVL). Hamburg University of Applied Sciences, 2015. 72 p.
12. AVL overview. <https://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>
13. FreeCAD – Your own 3D parametric modeler. <https://www.freecad.org/>
14. Комаров В.А., Тарасов В.В., Фролов В.А., Шахов В.Г. Вузовская учебно-исследовательская аэродинамическая труба // Общероссийский научно-технический журнал «Полёт». 2006. № 10. С. 34-40.
15. Лукьянов О.Е., Тарасова Е.В., Мартынова В.А. Удалённое управление экспериментальной установкой и автоматизация обработки экспериментальных данных // Известия Самарского научного центра РАН. 2017. Т. 19, № 1. С. 128-132.
16. Лукьянов О.Е., Мартынова В.А. Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик модели корпуса несущей формы // Известия Самарского научного центра РАН. 2016. Т. 18, № 1. С. 83-89.
17. The General Atomics «Predator MQ-1» UAS. https://barnardmicrosystems.com/UAV/uav_list/predator.html
18. Средневысотный беспилотный летательный аппарат большой продолжительности полёта United 40. <https://vpk.name/library/f/united-40.html>
19. Козлов Д.М., Комаров В.А. О настройке алгоритмов случайного поиска по тестовым моделям // Сб. материалов Всесоюзной школы-семинара «Автоматизированное оптимальное проектирование инженерных объектов и технологических процессов» (2-9 марта 1974 г., Йошкар-Ола). Ч. 1. Горький: Горьковский государственный университет им. Н.И. Лобачевского, 1974. С. 67-70.

AUTOMATION OF CONCEPTUAL DESIGN AND MODIFICATION OF AIRCRAFT-TYPE UNMANNED AERIAL VEHICLES USING MULTIDISCIPLINARY OPTIMIZATION AND EVOLUTIONARY ALGORITHMS. PART 2: RESULTS AND ANALYSIS

© 2024

- V. A. Komarov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Director of Research and Educational Center for Aircraft Structures (REC-202);
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
vkomarov@ssau.ru
- O. E. Lukyanov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Construction and Design;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
lukyanov.oe@ssau.ru

V. H. Hoang Postgraduate Student of the Department of Aircraft Construction and Design;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
hunghoang2508@gmail.com

E. I. Kurkin Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department
of Aircraft Construction and Design;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
kurkin.ei@ssau.ru

J. G. Quijada Pioquinto Postgraduate Student of the Department of Aircraft Construction and Design;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
hosekihada@vandex.ru

An example of practical application of the methodology of multidisciplinary optimization of the concept parameters of aircraft-type flight vehicles is considered in the form of solving the problem of modifying two existing aircraft with characteristics presented in open sources. The convergence of the optimization problem was investigated. The results of validation of mathematical models of aerodynamics are presented by comparison with the experiment results. An assessment of the reliability of the calculation of the objective function was carried out using the example of solving the direct problem of calculating the take-off weight and flight performance characteristics of prototype aircraft and comparing the results with their real characteristics. A method for longitudinal trim of aircraft-type flight vehicles with two lifting surfaces with parameter optimization is proposed.

Unmanned aerial vehicle; concept; design; takeoff weight; optimization; evolutionary algorithm; aerodynamics; balancing; penalty function; parallel computing

Citation: Komarov V.A., Lukyanov O.E., Hoang V.H., Kurkin E.I., Quijada Pioquinto J.G. Automation of conceptual design and modification of aircraft-type unmanned aerial vehicles using multidisciplinary optimization and evolutionary algorithms. Part 2: results and analysis. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 4. P. 48-64. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-4-48-64

References

1. Komarov V.A., Lukyanov O.E., Hoang V.H., Kurkin E.I., Quijada Pioquinto J.G. Automation of conceptual design and modification of aircraft type unmanned aerial vehicles using multidisciplinary optimization and evolutionary algorithms. Part 1: Methods and models. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 42-57. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-42-57
2. Raymer D. Aircraft design: A conceptual approach. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018. 1062 p. DOI: 10.2514/4.104909
3. *Proektirovanie samoletov* [Aircraft design / ed. by S.M. Eger]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1983. 616 p.
4. Torenbeek E. Advanced aircraft design: Conceptual design, analysis and optimization of subsonic civil airplanes. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, 2013. 436 p.
5. Badyagin A.A., Mukhamedov F.A. *Proektirovanie legkikh samoletov* [Design of light aircraft]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1978. 208 p.
6. Sheynin V.M., Kozlovskiy V.I. *Vesovoe proektirovanie i effektivnost' passazhirskikh samoletov. T. 1. Vesovoy raschet samoleta i vesovoe planirovanie* [Weight design and efficiency of passenger aircraft. V. 1]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1977. 343 p.
7. Komarov V.A., Gumeniuk A.V. Estimation of weight efficiency of the powerschemes of lift surfaces. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2002. No. 1. P. 45-54. (In Russ.)
8. Komarov V.A. Weight analysis of aircraft structures: theoretical foundations. *Polyot. All-Russian Scientific and Technical Journal*. 2000. No. 1. P. 31-39. (In Russ.)
9. Belotserkovskiy S.M. *Tonkaya nesushchaya poverkhnost' v dozvukovom potoke gaza* [Thin lifting surface in subsonic gas flow]. Moscow: Nauka Publ., 1965. 244 p.

10. Katz J., Plotkin A. Low-speed aerodynamics: From wing theory to panel methods. McGraw-Hill, 1991. 656 p.
11. Budziak K. Aerodynamic analysis with athena vortex lattice (AVL). Hamburg University of Applied Sciences, 2015. 72 p.
12. AVL overview. Available at: <https://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>
13. FreeCAD – Your own 3D parametric modeler. Available at: <https://www.freecad.org/>
14. Komarov V.A., Tarasov V.V., Frolov V.A., Shakhov V.G. Wind tunnel for research and development at higher education institutes. *All-Russian Scientific-Technical Journal «Polyot»*. 2006. No. 10. P. 34-40. (In Russ.)
15. Lukianov O.E., Tarasova E.V., Martynova V.A. Remote management of experimental installation and automation of processing of experimental data. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. 2017. V. 19, no. 1. P. 128-132. (In Russ.)
16. Lukianov O.E., Martynova V.A. Exploratory tests of aerodynamic characteristics of model of the case of the bearing form. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2016. V. 18, no. 1. P. 83-89. (In Russ.)
17. The General Atomics «Predator MQ-1» UAS. Available at: https://barnardmicrosystems.com/UAV/uav_list/predator.html
18. *Srednevysotnyy bespilotnyy letatel'nyy apparat bol'shoy prodolzhitel'nosti poleta United 40* [Medium-altitude long-endurance unmanned aerial vehicle United 40]. Available at: <https://vpk.name/library/f/united-40.html>
19. Kozlov D.M., Komarov V.A. O nastroyke algoritmov sluchaynogo poiska po testovym modelyam. *Sb. Materialov Vsesoyuznoy Shkoly-seminara «Avtomatizirovannoe Optimal'noe Proektirovanie Inzhenernykh Ob'Ektov i Tekhnologicheskikh Protsesov» (March, 2-9, 1974, Yoshkar-Ola)*. Part 1. Gor'kiy: Lobachevsky State University Publ., 1974. P. 67-70. (In Russ.)