

АВТОМАТИЗАЦИЯ КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ И МОДИФИКАЦИИ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ САМОЛЁТНОГО ТИПА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ И ЭВОЛЮЦИОННЫХ АЛГОРИТМОВ. ЧАСТЬ 1: МЕТОДЫ И МОДЕЛИ

© 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

Предлагается методика выбора рациональных параметров крупноразмерных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) самолётного типа на начальных стадиях проектирования с использованием оптимизационного алгоритма дифференциальной эволюции и численного математического моделирования задач аэродинамики. Методика предполагает выполнение весового и аэродинамического баланса на основных режимах полёта, имеет возможность рассматривать БПЛА самолётного типа с одной или двумя несущими поверхностями, применять параллельные вычисления и автоматически генерировать трёхмерную геометрическую модель облика летательного аппарата по результатам оптимизации. Предлагается и демонстрируется способ ускорения более чем в три раза процесса решения задачи оптимизации параметров летательного аппарата по взлётной массе путём введения целевой функции в набор проектных переменных. Приводятся результаты оценки достоверности используемых математических моделей аэродинамики и корректности вычисления целевой функции с учётом различных ограничений. Комплексная проверка работоспособности и эффективности методики рассматривается на решении демонстрационных задач по оптимизации более десяти основных проектных параметров облика двух существующих беспилотных летательных аппаратов тяжёлого класса с известными из открытых источников характеристиками. Показаны примеры использования результатов оптимизации для модификации прототипов.

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 самолётного типа с использованием многодисциплинарной 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

Введение

Рост значимости авиационной техники в различных сферах человеческой деятельности сегодня обуславливает потребность появления новых, более эффективных пилотируемых и БПЛА. Ключевую роль в обеспечении конкурентоспособности вновь создаваемых образцов или новых модификаций существующих летательных аппаратов играют начальные стадии проектирования, во время которых принимается до трёх четвертей основных технических решений. От правильности принятия этих решений зависит успех реализации проекта в целом [1 – 5].

Традиционные методы проектирования авиационной техники предполагают последовательное рассмотрение задач аэродинамики, динамики полёта, прочности, весовых расчётов и ряда других дисциплин. Это определяет итерационный характер начальных стадий проектирования, требующий многократного выполнения расчётных приближений по каждой дисциплине. Многие решения при этом основываются на основе опыта проектанта и сложившихся традициях в коллективе разработчиков.

Развитие вычислительной техники высокой производительности сделало возможным появление новой проектной парадигмы «точного попадания» [6; 7], которая предполагает параллельный учёт показателей весовой, энергетической и аэродинамической эффективности на ранних стадиях проектирования за счёт использования методов многодисциплинарной оптимизации (МДО) и численного математического моделирования. Такой подход уже внедряется в практику проектирования пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов [8 – 10]. Использование МДО на начальных стадиях проектирования для БПЛА имеет особое значение, так как создаваемые сегодня беспилотные аппараты охватывают практически всё многообразие существующих и возможных необычных аэродинамических схем [11] и требуют рассмотрения большего количества проектных переменных различного типа. Ключевыми требованиями парадигмы точного попадания к используемым методам проектирования являются достаточная точность математических моделей и быстрое действие оптимизационных алгоритмов, позволяющих рассматривать большое количество сочетаний проектных переменных в условиях ограниченного времени начальных стадий проектирования.

Определённым этапом развития автоматизации процессов проектирования летательных аппаратов (ЛА) можно считать монографию [12], в которой предлагается использовать постановку и решение проектных задач в терминах нелинейного математического программирования (НМП). Выбору облика самолётов различного типа и схем посвящено относительно небольшое число публикации [13].

В ряде работ по параметрической оптимизации облика летательных аппаратов успешно используются поисковые методы, в частности, градиентные [14], однако они требуют вычисления частных производных целевой функции, включая уточнение расчёта взлётной массы по уравнению существования на каждой итерации. Дополнительная трудность в решении задач выбора облика состоит в разнородности и дискретности проектных переменных. Например, гибридная силовая установка может состоять из тепловых и электрических двигателей в различных сочетаниях. Поэтому для решения таких задач развиваются непоисковые эвристические методы, в частности, в качестве основной идеи рассматривается способ эволюции, заимствованный из живой природы. Вначале это были относительно простые алгоритмы и программы, решающие комбинаторные задачи оптимизации из однородных элементов, например, выбор ориентации и числа слоёв композиционного материала в различных участках обшивки крыла [15] или оптимизация структурных и геометрических параметров сложных композитных деталей. В настоящее время алгоритмы и программы этого направления интенсивно развиваются и внедряются в область предварительного проектирования авиационной техники. В частности – алгоритмы *дифференциальной эволюции* [16; 17], отличающиеся от известных *генетических*

алгоритмов особенностью операции скрещивания, которая предполагает получение векторов нового поколения путём смешения генотипов каждого вектора предыдущего поколения с мутированным вектором того же поколения. Данная особенность позволяет «динамически» моделировать особенности рельефа целевой функции и эффективно преодолевать локальные овраги, обеспечивая более быструю сходимость алгоритма. Однако потенциал возможностей этого метода оптимизации в области концептуального проектирования летательных аппаратов продемонстрирован пока в ограниченном числе публикаций.

Цель данной работы – показать возможности метода дифференциальной эволюции с определённой адаптацией к решению задач многодисциплинарной оптимизации летательных аппаратов самолётного типа с широким спектром проектных переменных, включая структурные.

Методы и модели

Постановка задачи концептуального проектирования

Задачу выбора оптимальных параметров облика БПЛА самолётного типа будем рассматривать в терминах НМП, следуя [12] и большинству работ последнего времени в данной области. В канонической форме задача НМП формулируется следующим образом:

$$f(\mathbf{x}^{opt}) \leq f(\mathbf{x}) \forall \mathbf{x} \in \Omega, \\ \Omega = \{ \mathbf{x} : q_j(\mathbf{x}) \leq 0, h_k(\mathbf{x}) = 0 \}, \quad (1)$$

где: $f(\mathbf{x})$ – целевая функция; $\mathbf{x} = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$ – вектор проектных переменных; \mathbf{x}^{opt} – оптимальное решение задачи; Ω – область допустимых проектов; $q_j(\mathbf{x}) \leq 0, j = \overline{1, p}$ – ограничения в виде неравенств; $h_k(\mathbf{x}) = 0, k = \overline{1, l}$ – ограничения в виде равенств; n, p, l – количество переменных и ограничений.

В предлагаемой методике в качестве целевой функции могут быть объявлены различные технические характеристики БПЛА, представляющие интерес для разработчиков. Однако, в связи со сложностью постановки и решения задачи в достаточно общем виде, далее рассматриваются особенности методике с использованием в качестве сквозных примеров задачи улучшения технических характеристик – минимизации взлётной массы – двух существующих БПЛА тяжёлого класса с различными аэродинамическими схемами: типа MQ-1 [18], с взлётной массой ~1000 кг и типа U-40 [19], с взлётной массой ~2000 кг (рис. 1). Далее эти ЛА обозначаются как БП-1, БП-2.

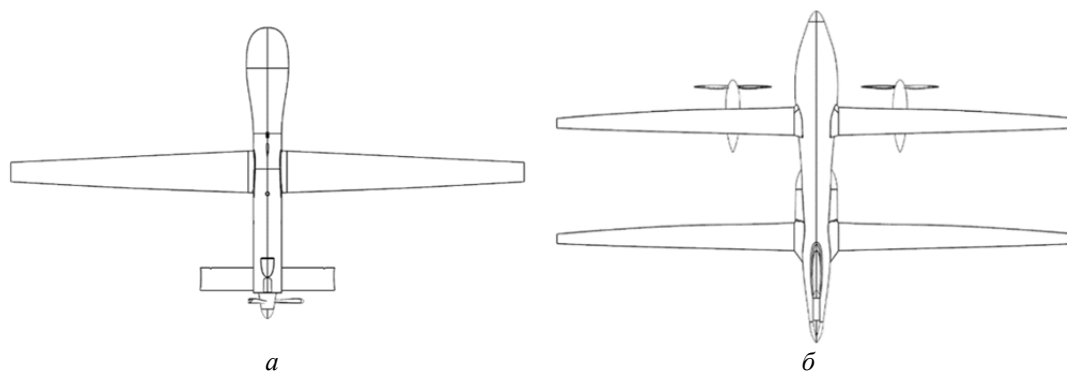


Рис. 1. Вид в плане рассматриваемых БПЛА тяжёлого класса: а – БП-1; б – БП-2

Цифровая модель БПЛА

При решении задач методами НМП математическая модель объекта оптимизации должна давать ответ на два вопроса:

1. Какое значение имеет целевая функция в рассматриваемой точке пространства проектных переменных, определяемой вектором \mathbf{x} ?

2. Принадлежит данная точка области допустимых проектов или нет? И если «нет», то в какой мере должно быть ухудшено значение целевой функции – увеличено в задачах минимизации с помощью штрафа?

Целевая функция. В рассматриваемых задачах в качестве целевой функции выбирается взлётная масса $f(\mathbf{x}) = m_0$. При выборе в качестве целевой функции другого показателя (энергетической или транспортной эффективности и т.д.) достаточно точный расчёт взлётной массы требуется в любом случае, так как на основе этой величины выполняется балансировка летательного аппарата, расчёт весового и энергетического баланса и определяются абсолютные геометрические параметры. Взлётная масса ЛА зависит практически от всех параметров проекта [4]. Для её определения используется итерационное решение уравнения существования – весового баланса [20 – 21].

Ограничения. В решении задач НМП ограничения удобно разделять на три группы:

Первая – ограничения на максимальные и минимальные значения самих проектных переменных вида $a_i \leq x_i \leq b_i$. Эти ограничения определяют диапазон значений соответствующей переменной и называются геометрическими независимо от их природы. Они могут быть линейными, угловыми, удельной нагрузкой на крыло и т.д.

Вторая группа в виде неравенств $q_j(\mathbf{x}) \leq 0$ и третья в виде равенств $h_k(\mathbf{x}) = 0$ определяют технические требования к функционированию ЛА. Как правило, их невозможно выразить в явном виде через проектные переменные. Для оценки выполнения функциональных ограничений используются специальные алгоритмы, в ряде случаев достаточно сложные, например, метод дискретных вихрей (МДВ) в аэродинамике, статистические данные или критерий «Силовой фактор» [22] в весовых расчётах и т.д.

В числе второй и третьей групп ограничений в данной работе используются следующие:

– условие равновесия БПЛА в вертикальной плоскости с заданным запасом статической устойчивости:

$$h_1(\mathbf{x}) = m_z(\mathbf{x}) = 0, \quad (2)$$

$$h_2(\mathbf{x}) = c_{ya_бал}(\mathbf{x}) - c_{ya}(\mathbf{x}) = 0; \quad (3)$$

– ограничение на максимальное значение коэффициента подъёмной силы:

$$q_1(\mathbf{x}) = c_{ya}(\mathbf{x}) \leq c_{ya}^*; \quad (4)$$

– ограничение на величину коэффициента статического момента горизонтального оперения для обеспечения потребных характеристик управляемости БПЛА оказывающее влияние на величину плеча горизонтального оперения и его относительной площади:

$$q_2(\mathbf{x}) = A_{го}(\mathbf{x}) \in [A_{го_min}, A_{го_max}]. \quad (5)$$

Здесь: m_z – коэффициент продольного момента относительно центра масс; c_{ya} – коэффициент подъёмной силы; $c_{ya_бал}$ – коэффициент подъёмной силы в состоянии балансировки; c_{ya}^* – допустимый коэффициент подъёмной силы на заданном режиме полёта; $A_{го}$ – коэффициент статического момента горизонтального оперения.

Проектные переменные. Вектор проектных переменных x может включать в себя геометрические и удельные энергетические параметры облика летательного аппарата, а также кинематические параметры рассматриваемых режимов полёта.

Особенностью данной работы является добавление в вектор x входного значения (предварительное приближение) взлётной массы m_0^{in} . На основе m_0^{in} вычисляется выходное (уточнённое) значение взлётной массы m_0^{out} и затем – значение целевой функции $m_0^+ = m_0^{out} + \psi$, где ψ – величина штрафной функции, учитывающей требования ограничений. Сходимость процесса оптимизации обеспечивается при $m_0^{in} \approx m_0^{out} = m_0^+$. Для переменной m_0^{in} целесообразно использовать первый номер в векторе x . В рассматриваемых примерах использовался вектор x из следующих проектных переменных: $x = \{m_0^{in}, \lambda_1, \lambda_2, \chi_1, \chi_2, \eta_1, \eta_2, \delta_1, \bar{L}, \bar{S}_2, V, p_0\}$, $n = 12$. Здесь: m_0^{in} – входное значение взлётной массы, кг; λ_1 – удлинение передней и λ_2 – задней несущей поверхности; χ_1 – стреловидность по передней кромке передней и χ_2 – задней несущей поверхности, град.; η_1 – сужение передней и η_2 – задней несущей поверхности; δ_1 – угол установки передней несущей поверхности, град.; $\bar{L} = L_2/b_A$ – относительное расстояние между несущими поверхностями (b_A – средняя аэродинамическая хорда, м); $\bar{S}_2 = S_2/S_1$ – относительная площадь задней несущей поверхности (S_1 – площадь передней несущей поверхности, м²); V – скорость полёта, м/с и p_0 – удельная нагрузка на крыло, кг/м². Кроме указанных проектных переменных, внутри общего цикла оптимизации выбираются значение угла установки задней несущей поверхности относительно продольной оси δ_2 и угла атаки α летательного аппарата с помощью алгоритма балансировки.

Совокупность средств для вычисления значения взлётной массы ЛА при определённых значениях проектных переменных и оценка уровня выполнения ограничений представляет собой информационную модель объекта оптимизации в задачах НМП.

Методика выбора оптимальных параметров БПЛА самолётного типа

Предлагаемая методика базируется на использовании дифференциального эволюционного алгоритма оптимизации «Success-History based Adaptive Differential Evolution» (SHADE) [23] с применением штрафных функций [24] и численного математического моделирования. Используемый метод оптимизации SHADE предполагает преобразование информации в популяциях особей.

В рассматриваемых задачах *особь* – это один из мыслимых вариантов проекта – то есть вектор x_s , компонентами которого являются определённые значения проектных переменных x_i облика проектируемого летательного аппарата:

$$x_s = \{x_1, x_2, \dots, x_i, \dots, x_n\}_s, s = \overline{1, w},$$

где: \mathbf{x}_s – вектор проектных переменных особи s в популяции \mathbf{P}_g ; s – номер особи; w – количество особей в популяции; i и n – номер и количество проектных переменных в каждой особи s .

Популяция \mathbf{P}_g – это множество особей s на итерации оптимизации (генерации) g , состоящая из особей \mathbf{x}_s :

$$\mathbf{P}_g = \{\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_s, \dots, \mathbf{x}_w\}_g,$$

где: g – номер популяции.

Методика данной работы использует алгоритм [17], но имеет ряд существенных доработок, позволяющих:

- рассматривать различные аэродинамические схемы БПЛА с одной или с двумя несущими поверхностями (летающее крыло, нормальная схема, утка, тандем);
- проектировать БПЛА разных размерностей;
- применять на БПЛА различные типы силовых установок;
- повышать производительность расчётов за счёт применения аналитического аппарата и параллельных вычислений.

Методика реализована на платформе Python с подключением открытого кода AVL для аэродинамических расчётов [25]. Блок-схема алгоритма методики представлена на рис. 2.

Блок 1 – процесс ввода исходных данных: полётного задания (полезная нагрузка $m_{пн}$, время барражирования t , угол наклона траектории θ , запас по продольной устойчивости и т.п.); введение настроек метода оптимизации (выбор размера первой популяции w , назначение величины критерия останова ε , задание диапазонов варьирования значений проектных переменных $[x_{i(\min)} \dots x_{i(\max)}]$, задание значений ограничений $q_j \leq 0$, а также задание диапазона возможных значений входных взлётных масс особей начального приближения на первой итерации $[m_{0g=1(\min)}^{in} \dots m_{0g=1(\max)}^{in}]$).

Блок 2 – процесс инициализации первой популяции $\mathbf{P}_{g=1}$, состоящих из векторов особей \mathbf{x}_s . Выбор значений проектных переменных $x_{i,g=1}$ в векторах каждой особи $\mathbf{x}_{s,g=1}$ осуществляется случайным образом из заданного пользователем диапазона значений проектных переменных $[x_{i(\min)} \dots x_{i(\max)}]$ с помощью метода латинского гиперкуба *Latin Hypercube Sampling* (LHS) [26], включая и начальное приближение взлётной массы $m_{0s,g=1}^{in}$ с учётом заданного диапазона $[m_{0g=1(\min)}^{in} \dots m_{0g=1(\max)}^{in}]$. Размер первой популяции должен быть не менее $w_{g=1} = 10n$, где n – это количество проектных переменных каждой особи.

Цикл 3 определяет целевую функцию с учётом значений штрафной функции.

Цикл 3.1 выполняет расчёт взлётной массы для каждой особи $\mathbf{x}_{s,g}$ через уравнение существования [20; 21]:

$$m_o(\mathbf{x}_{s,g}) = \frac{m_{пн}}{1 - \bar{m}_{cy} - \bar{m}_{топ} - \bar{m}_{конс} - \bar{m}_{об}}, \quad (6)$$

где: $m_{пн}$ – масса полезной нагрузки, кг и относительные массы: \bar{m}_{cy} – силовой установки, $\bar{m}_{топ}$ – топлива (или $\bar{m}_{акк}$ – аккумуляторных батарей в случае электрической силовой установки), $\bar{m}_{конс}$ – конструкции, $\bar{m}_{об}$ – оборудования и управления.

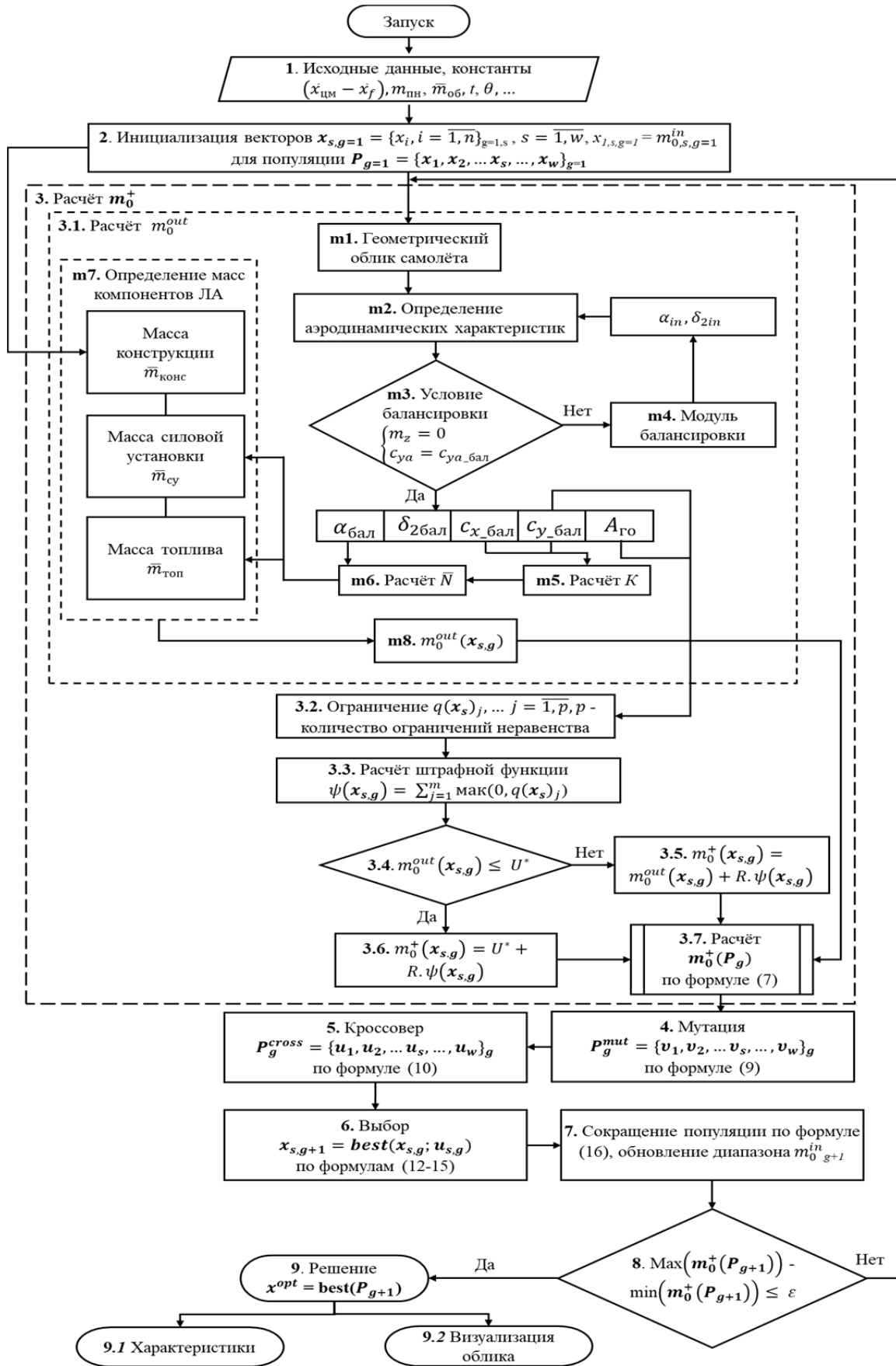


Рис. 2. Блок-схема алгоритма предлагаемой методики оптимизации проектных параметров БПЛА. Здесь блоки m1 – m8 образуют внутренний цикл по отношению к Циклу 3

Относительные массы в (6) зависят от многих параметров проекта. Особенно это касается $\bar{m}_{\text{топ}}$ и \bar{m}_{cy} , которые зависят от аэродинамического качества K и энерговооружённости \bar{N} летательного аппарата. Поэтому, для целей данной работы используется специальный алгоритм вычисления выходной (уточнённой) взлётной массы $m_0^{\text{out}}(\mathbf{x}_{s,g})$, учитывающий требование обеспечения продольной устойчивости самолёта.

Блок m1 – служит для вычисления абсолютных геометрических характеристик летательного аппарата на основе входного значения взлётной массы $m_{0s,g}^{\text{in}}$ и удельной нагрузки на несущую систему $p_{0s,g}$, значение которой находится в векторе проектных переменных рассматриваемой особи $\mathbf{x}_{s,g}$.

Геометрические характеристики используются в алгоритме для:

- автоматизированной генерации трёхмерных геометрических моделей БПЛА;
- генерации численных моделей расчёта аэродинамических характеристик БПЛА по методу дискретных вихрей [27];
- применения инженерных формул аэродинамики учёта сжимаемости и вязкого трения;
- расчёта массы силовой конструкции планера БПЛА.

Блок m2 – выполняет расчёт аэродинамических характеристик БПЛА с целью определения аэродинамического качества.

Блок m3 – выполняет проверку условия равновесия аппарата в вертикальной плоскости.

Блок m4 – реализует процесс балансировки БПЛА путём выбора угла атаки α и угла установки δ_2 балансирующей поверхности с учётом заданного запаса статической продольной устойчивости.

Блок m5 – выполняет расчёт аэродинамического качества.

Блок m6 – выполняет расчёт потребных энергетических характеристик силовой установки и потребного количества энергоносителя на всех этапах полёта.

Блок m7 – выполняет расчёт относительных масс компонентов БПЛА.

Блок m8 – выполняет уточнённый расчёт выходного значения взлётной массы для каждой особи $m_0^{\text{out}}(\mathbf{x}_{s,g})$ с использованием уравнения существования (6) на основе значений параметров $x_{i,s}$.

Блок 3.2 анализирует выполнение ограничений по значению коэффициента подъёмной силы и коэффициента статического момента горизонтального оперения согласно следующим соотношениям:

$$\psi_1(\mathbf{x}_{s,g}) = \begin{cases} 0 & \text{если } c_{ya}(\mathbf{x}_{s,g}) \leq c_{ya}^* \\ c_{ya}(\mathbf{x}_{s,g}) - c_{ya}^* & \text{если } c_{ya}(\mathbf{x}_{s,g}) > c_{ya}^* \end{cases};$$

$$\psi_2(\mathbf{x}_{s,g}) = \begin{cases} 0 & \text{если } A_{\text{го}}(\mathbf{x}_{s,g}) \in [A_{\text{го_min}}, A_{\text{го_max}}] \\ A_{\text{го}}(\mathbf{x}_{s,g}) - A_{\text{го_max}} & \text{если } A_{\text{го}}(\mathbf{x}_{s,g}) > A_{\text{го_max}} \\ A_{\text{го_min}} - A_{\text{го}}(\mathbf{x}_{s,g}) & \text{если } A_{\text{го}}(\mathbf{x}_{s,g}) < A_{\text{го_min}} \end{cases},$$

где: ψ – безразмерная штрафная функция.

Блок 3.3 определяет значение суммарной штрафной функции согласно уравнению:

$$\psi(\mathbf{x}_{s,g}) = \psi_1(\mathbf{x}_{s,g}) + \psi_2(\mathbf{x}_{s,g}). \quad (7)$$

Блоки 3.4 – 3.7 в составе **Цикла 3** позволяют вычислить значение целевой функции $m_0^+(\mathbf{x}_{s,g})$ с учётом штрафа $\psi(\mathbf{x}_{s,g})$:

$$m_0^+(\mathbf{x}_{s,g}) = \begin{cases} m_0^{out}(\mathbf{x}_{s,g}) & \text{если } \psi(\mathbf{x}_{s,g}) = 0 \\ R\psi(\mathbf{x}_{s,g}) + U^* & \text{если } \psi(\mathbf{x}_{s,g}) > 0 \cap m_0^{out}(\mathbf{x}_{s,g}) \leq U^*, \\ R\psi(\mathbf{x}_{s,g}) + m_0^{out}(\mathbf{x}_{s,g}) & \text{если } \psi(\mathbf{x}_{s,g}) > 0 \cap m_0^{out}(\mathbf{x}_{s,g}) > U^* \end{cases} \quad (8)$$

где: U^* – верхнее ограничение возможного значения взлётной массы; R – параметр усиления штрафа, согласующий размерности и порядки величин штрафной функции с учётом класса летательного аппарата по взлётной массе. Величина этого параметра выбирается экспертно с учётом величины взлётной массы.

Более подробное описание вычисления штрафной функции можно найти в [24].

Результатом работы **Цикла 3** является вектор значений целевых функций $m_0^{out}(\mathbf{x}_{s,g})$ для каждой особи \mathbf{x}_s в популяции P_g . Применение метода дифференциальной эволюции позволяет выполнять процесс расчёта $m_0^{out}(\mathbf{x}_{s,g})$ с помощью параллельных вычислений с использованием библиотеки Joblib [28] с целью повышения производительности, так как векторы проектных переменных каждой особи не зависят друг от друга.

Блоки 4 – 7 отвечают за процесс генерации новых популяций. В данной работе для этих целей используются алгоритмы [23].

Новая популяция особей $\mathbf{x}_{s,g+1}$ на каждом последующем шаге оптимизации P_{g+1} формируется на основе отбора лучших особей $\mathbf{x}_{s,g}$ из предыдущей популяций $P_g = \{\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_s, \dots, \mathbf{x}_w\}$ и популяции кроссовера $P_g^{cross} = \{\mathbf{u}_1, \mathbf{u}_2, \dots, \mathbf{u}_s, \dots, \mathbf{u}_w\}_g$, который получается путём скрещивания популяции P_g и мутантной популяции $P_g^{mut} = \{\mathbf{v}_1, \mathbf{v}_2, \dots, \mathbf{v}_s, \dots, \mathbf{v}_w\}_g$.

Блок 4. Мутация.

Популяция P_g^{mut} включает в себя мутированные векторы особей $P_g^{mut} = \{\mathbf{v}_1, \mathbf{v}_2, \dots, \mathbf{v}_s, \dots, \mathbf{v}_w\}_g$, каждый из которых вычисляется по формуле:

$$\mathbf{v}_s = \mathbf{x}_s + F_s(\mathbf{x}_{pbest} - \mathbf{x}_s) + F_s(\mathbf{x}_{r1} - \mathbf{x}_{r2}), \quad (9)$$

где: \mathbf{x}_{pbest} – случайно выбранный вектор из группы лучших векторов популяции P_g . Группа лучших векторов формируется по принципу минимального значения целевой функции $m_0^+(\mathbf{x}_{s,g})$, а размер группы лучших векторов определяется настройками алгоритма; \mathbf{x}_{r1} – любой случайный вектор из популяции P_g , кроме самого себя \mathbf{x}_s ; \mathbf{x}_{r2} – любой случайный вектор из объединённой популяции P_g и архива худших решений A ; F_s – коэффициент масштабирования.

Блок 5. Кроссовер.

Векторы популяции кроссовера $P_g^{cross} = \{u_1, u_2, \dots, u_s, \dots, u_w\}_g$,
 $u_s = (u_1, u_2, \dots, u_i, \dots, u_n)_s$ образуются путём скрещивания значений мутантных векторов
 $v_s = (v_1, v_2, \dots, v_i, \dots, v_n)_s$ популяции $P_g^{mut} = \{v_1, v_2, \dots, v_s, \dots, v_w\}_g$ и векторов
 $x_s = (x_1, x_2, \dots, x_i, \dots, x_n)_s$ текущей популяции $P_g = \{x_1, x_2, \dots, x_s, \dots, x_w\}_g$.

Скрещивание осуществляется случайным образом по условию:

$$u_{i,s} = \begin{cases} v_{i,s} & \text{если } U[0,1] \leq CR_s \text{ или } i = i_{rand}, \\ x_{i,s} & \text{наоборот,} \end{cases} \quad (10)$$

где: CR_s – значение скорости кроссовера; $U[0,1]$ – диапазон случайных чисел.

В случае, если после операции мутации и кроссовера новые значения проектных переменных какой-нибудь особи выйдут за заданные пределы варьирования, они будут переназначены по условию:

$$u_i = \begin{cases} \min(x_i) & \text{если } u_i < \min(x_i) \\ \max(x_i) & \text{если } u_i > \max(x_i). \end{cases} \quad (11)$$

Блок 6. Выбор особей и формирование новой популяции.

Выполняется расчёт значений целевых функций векторов кроссовера $m_0^+(u_{s,g})$ с помощью Цикла 3 и сравнение их значений со значениями целевых функций $m_0^+(x_{s,g})$ векторов x_s текущей популяции P_g . Выбор особей новой популяции P_{g+1} для следующего шага оптимизации осуществляется по условию:

$$x_{s,g+1} = \begin{cases} u_{s,g} & \text{если } m_0^+(u_{s,g}) \leq m_0^+(x_{s,g}) \\ x_{s,g} & \text{наоборот.} \end{cases} \quad (12)$$

Соответственно значения целевых функций, штрафных функций и входных значений взлётной массы каждой особи будут получены для новой популяции по условиям:

$$m_0^{out}(x_{s,g+1}) = \begin{cases} m_0^{out}(u_{s,g}) & \text{если } m_0^+(u_{s,g}) \leq m_0^+(x_{s,g}), \\ m_0^{out}(x_{s,g}) & \text{наоборот} \end{cases}; \quad (13)$$

$$m_0^+(x_{s,g+1}) = \begin{cases} m_0^+(u_{s,g}) & \text{если } m_0^+(u_{s,g}) \leq m_0^+(x_{s,g}), \\ m_0^+(x_{s,g}) & \text{наоборот} \end{cases}; \quad (14)$$

$$\psi(x_{s,g+1}) = \begin{cases} \psi(u_{s,g}) & \text{если } m_0^+(u_{s,g}) \leq m_0^+(x_{s,g}) \\ \psi(x_{s,g}) & \text{наоборот} \end{cases}. \quad (15)$$

На данном этапе осуществляется также и формирование архива худших особей, которые используются при мутации на последующих итерациях оптимизации:

$$A_{g+1} = A + x_{s,g} \text{ если } m_0^+(u_{s,g}) \leq m_0^+(x_{s,g}).$$

При этом формируется множество векторов особей, значение штрафной функции у которых равно нулю $\psi = 0$ по следующему условию:

$$Mxf_g = \emptyset + x_{s,g+1} \text{ если } \psi(x_{s,g+1}) = 0.$$

Блок 7. Сокращение популяции.

Сходимость целевой функции обеспечивается сужением диапазона значений $[m_{0(\min)}^{in} \dots m_{0(\max)}^{in}]$ на каждом последующем шаге оптимизации согласно условию:

$$m_{0g+1(\min)}^{in} = \min(Mxf_g),$$

$$m_{0g+1(\max)}^{in} = \max(Mxf_g).$$

То есть новые границы $[m_{0g+1(\min)}^{in} \dots m_{0g+1(\max)}^{in}]$ для следующего поколения определяются самыми удачными особями ($\psi = 0$).

Если же множество особей с $\psi = 0$ на прошлом шаге оптимизации пустое $Mxf_g = \emptyset$ (то есть все $\psi(x_{g,s}) > 0$), то новый диапазон значений $[m_{0(\min)}^{in} \dots m_{0(\max)}^{in}]$ остаётся таким же, как и в предыдущем поколении:

$$m_{0g+1(\min)}^{in} = m_{0g(\min)}^{in},$$

$$m_{0g+1(\max)}^{in} = m_{0g(\max)}^{in}.$$

При этом на каждом шаге оптимизации происходит сокращение численности популяции за счёт исключения наихудших особей с самыми большими значениями целевой функции $m_0^+(\psi \gg 0)$. Количество оставшихся особей с наименьшим значением m_0^+ на каждом новом шаге оптимизации вычисляется по формуле:

$$w_{g+1} = \text{round} \left[w_0 \left(\frac{w_{\min}}{w_0} \right)^{\frac{w_g}{w_{\max}}} \right], \quad (16)$$

где: w_{\min} – минимальная популяция; w_0 – начальная популяция; w_{\max} – максимальное количество оцениваемых функций; w_g – текущее количество оцениваемых функций.

Если размер новой популяции будет больше, чем количество особей с $\psi = 0$, то популяция будет дополнена особями с наименьшими значениями целевой функции из тех, у которых $\psi \neq 0$.

Входное значение взлётной массы следующего приближения для всякой особи $m_{0s,g+1}^{in}$ является продуктом алгоритма мутации и скрещивания векторов популяции на предыдущем шаге. В случае, если эти действия привели к выходу значения входной

взлётной массы у особи нового поколения $m_{0s,g}^{in}$ за границы нового диапазона значений $[m_{0g+1(\min)}^{in} \dots m_{0g+1(\max)}^{in}]$, то данной особи присваивается граничное значение из данного диапазона.

Таким образом, особи с штрафом $\psi \neq 0$ будут постепенно устраняться в соответствии с процессом сокращения численности популяции, а границы $[m_{0(\min)}^{in} \dots m_{0(\max)}^{in}]$ будут сужаться до достижения сходимости общего процесса оптимизации $m_0^{in} \approx m_0^{out} = m_0^+$.

Блок 8 – проверяет условие сходимости $\max(m_0^+(P_{g+1})) - \min(m_0^+(P_{g+1})) \leq \varepsilon$. В случае невыполнения данного условия выполняются блоки алгоритма 3 – 7 до его сходимости. Схематично сходимость процесса оптимизации показана на рис. 3.

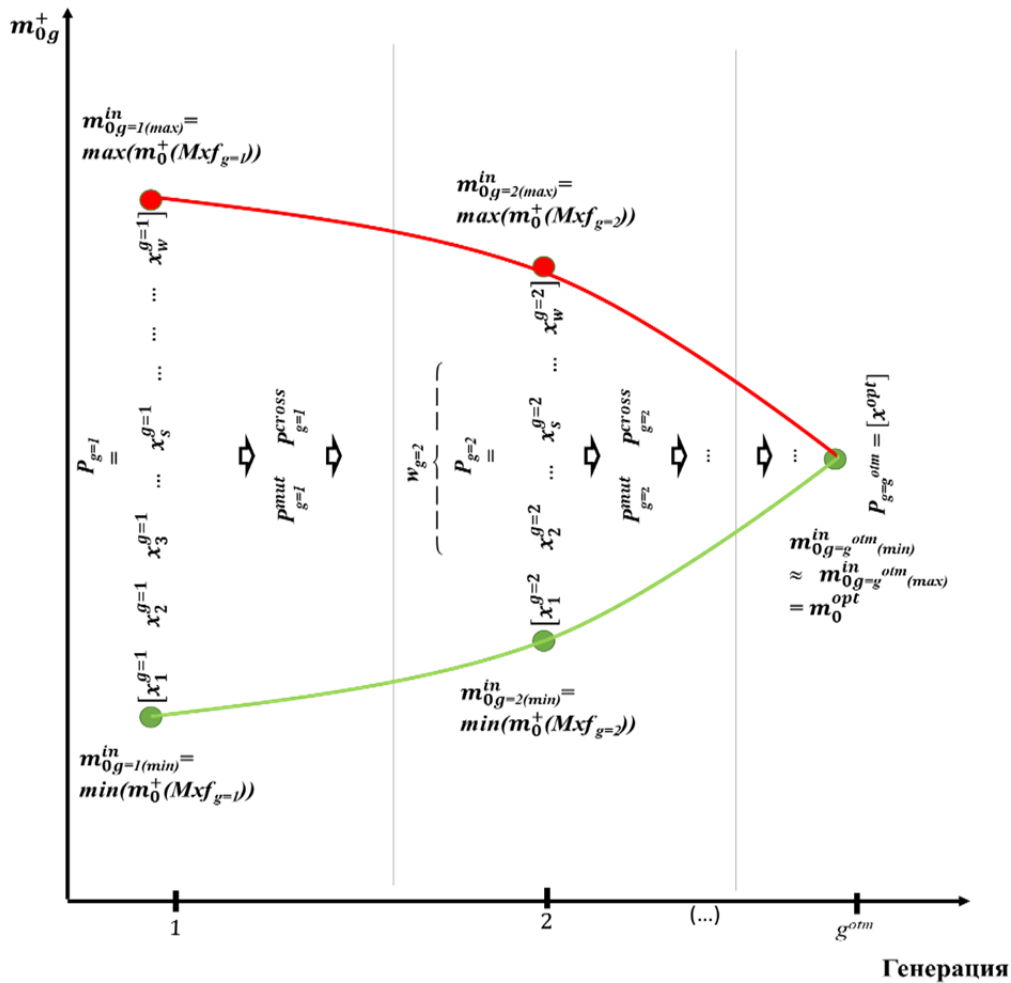


Рис. 3. Схема процесса сходимости целевой функции

Блок 9 – выполняет выбор наилучшей особи из итоговой популяции x^{opt} и соответствующее ему значение целевой функции $m_0^+(x^{opt})$ (в итоге $m_0^+(x^{opt}) = m_0^{out, opt}$). Результатом работы алгоритма является оптимальный набор проектных переменных x^{opt} .

Предлагаемая методика написана на языке Python на основе ПО Spyder с использованием ПО AVL.

Библиографический список

1. Проектирование самолётов / под ред. М.А. Погосяна. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 864 с.
2. Raymer D. Aircraft design: A conceptual approach. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018. 1062 p. DOI: 10.2514/4.104909
3. Torenbeek E. Advanced aircraft design: Conceptual design, analysis and optimization of subsonic civil airplanes. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, 2013. 436 p.
4. 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.
5. Комаров В.А., Боргест Н.М., Вислов И.П., Власов Н.В., Козлов Д.М., Корольков О.Н., Майнсков В.Н. Концептуальное проектирование самолёта. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2013. 120 с.
6. Комаров В.А. Точное проектирование // Онтология проектирования. 2012. № 3 (5). С. 8-23.
7. Komarov V.A., Weisshaar T.A. New approach to improving the aircraft structural design process // Journal of Aircraft. 2002. V. 39, Iss. 2. P. 227-233. DOI: 10.2514/2.2943
8. Zhang M., Rizzi A. RDS-SUMO: from lofting to physics-based grids // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2012. V. 84, Iss. 3. P. 140-150. DOI: 10.1108/00022661211221996
9. Комаров В.А., Лукьянов О.Е. Многодисциплинарная оптимизация параметров крыла грузового самолёта // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 3. С. 3-15.
10. Martins J.R.R.A., Kenway G.K.W., Brooks T. Multidisciplinary design optimization of aircraft configurations — Part 2: High-fidelity aerostructural optimization. Lecture series, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Sint-Genesius-Rode, Belgium, May 2016.
11. Bowers P.M. Unconventional aircraft. New York: TAB Books, 1984. 278 p.
12. Егер С.М., Лисейцев Н.К., Самойлович О.С. Основы автоматизированного проектирования самолётов. М.: Машиностроение, 1986. 232 с.
13. Мальчевский В.В. Матрично-топологический метод синтеза и компоновки самолёта (опыт автоматизации творческой деятельности конструктора). М.: МАИ, 2011. 354 с.
14. Li M., Bai J., Li L., Meng X., Liu Q., Chen B. A gradient-based aero-stealth optimization design method for flying wing aircraft // Aerospace Science and Technology. 2019. V. 92. P. 156-169. DOI: 10.1016/j.ast.2019.05.067
15. Черняев А.В. Применение генетических алгоритмов при проектировании авиационных конструкций из композиционных материалов // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2009. № 7. С. 50-55.
16. Storn R., Price K. Differential evolution: A Simple and efficient adaptive scheme for global optimization over continuous spaces // Journal of Global Optimization. 1997. V. 11. P. 341-359. DOI: 10.1023/A:1008202821328
17. 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. V. 6, Iss. 10. DOI: 10.3390/drones6100307
18. The General Atomics «Predator MQ-1» UAS. https://barnardmicrosystems.com/UAV/uav_list/predator.html
19. Средневысотный беспилотный летательный аппарат большой продолжительности полёта United 40. <https://vpk.name/library/f/united-40.html>

20. Болховитинов В.Ф. Пути развития летательных аппаратов. М.: Оборонгиз, 1962. 132 с.
21. Корольков О.Н. Уравнение и область существования самолёта // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2001. № 10. С. 45-52.
22. Комаров В.А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // Полёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2000. № 1. С. 31-39.
23. Tanabe R., Fukunaga A. Success-history based parameter adaptation for Differential Evolution // 2023 IEEE Congress on Evolutionary Computation (June, 20-23, 2013, Cancun, Mexico). 2013. P. 71-78. DOI: 10.1109/CEC.2013.6557555
24. Ali M.M., Zhu W.X. A penalty function-based differential evolution algorithm for constrained global optimization // Computational Optimization and Applications. 2013. V. 54. P. 707-739. DOI: 10.1007/s10589-012-9498-3
25. AVL overview. <https://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>
26. Viana F.A.C. A tutorial on Latin hypercube design of experiments // Quality and Reliability Engineering International. 2016. V. 32, Iss. 5. P. 1975-1985. DOI: 10.1002/qre.1924
27. Белоцерковский С.М. Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа. М.: Наука, 1965. 244 с.
28. Анвар М. Создание конвейеров данных на Python. Почему альтернатива без кода лучше? <https://www.astera.com/ru/type/blog/data-pipelines-in-python/>

**AUTOMATION OF CONCEPTUAL DESIGN AND MODIFICATION OF AIRCRAFT
TYPE UNMANNED AERIAL VEHICLES USING MULTIDISCIPLINARY
OPTIMIZATION AND EVOLUTIONARY ALGORITHMS.
PART 1: METHODS AND MODELS**

© 2024

- V. A. Komarov** Doctor of Science (Engineering), Professor, Director of Research and Education Center for Aircraft Structures;
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. QuijadaPioquinto** Postgraduate Student of the Department of Aircraft Construction and Design;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
hosekihada@yandex.ru

This paper proposes a method for selecting rational parameters for large-size aircraft-type unmanned aerial vehicles at the initial design stages using an optimization algorithm of differential evolution and numerical mathematical modeling of aerodynamic problems. The method assumes implementation of weight and aerodynamic balance in the main flight modes, it can consider aircraft-type unmanned aerial vehicles with one or two lifting surfaces, applies parallel calculations, and automatically generates a

three-dimensional geometric model of the aircraft appearance based on the optimization results. A method for accelerating by more than three times the process of solving the problem of optimizing aircraft takeoff weight parameters by introducing the target function into the set of design variables is proposed and demonstrated. The results of assessing the reliability of the mathematical models used for aerodynamics and the correct calculation of the target function are presented, taking into account various constraints. A comprehensive check of the operability and effectiveness of the method were considered by solving demonstration problems by optimizing more than ten main design parameters of the appearance of two existing heavy-class unmanned aerial vehicles with known characteristics from open sources. Examples of using the optimization results to modify prototypes are provided.

Unmanned aerial vehicle; appearance; 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., QuijadaPioquinto J.G. Automation of conceptual design and modification of aircraft type unmanned aerial vehicles using multidisciplinary optimization and evolutionary algorithms. Part I: Methods and models. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 42-57. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-42-57

References

1. *Proektirovanie samoletov / pod red. M.A. Pogosyana* [Aircraft design / ed. by M.A. Pogosyan]. Moscow: Innovatsionnoe Mashinostroenie Publ., 2018. 864 p.
2. Raymer D. Aircraft design: A conceptual approach. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018. 1062 p. DOI: 10.2514/4.104909
3. Torenbeek E. Advanced aircraft design: Conceptual design, analysis and optimization of subsonic civil airplanes. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, 2013. 436 p.
4. 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.
5. Komarov V.A., Borgest N.M., Vislov I.P., Vlasov N.V., Kozlov D.M., Korol'kov O.N., Maynskov V.N. *Kontseptual'noe proektirovanie samoleta* [Aircraft conceptual design]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2013. 120 p.
6. Komarov V.A. Concurrent design. *Ontology of Designing*. 2012. No. 3 (5). P. 8-23. (In Russ.)
7. Komarov V.A., Weisshaar T.A. New approach to improving the aircraft structural design process. *Journal of Aircraft*. 2002. V. 39, Iss. 2. P. 227-233. DOI: 10.2514/2.2943
8. Zhang M., Rizzi A. RDS-SUMO: from lofting to physics-based grids. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2012. V. 84, Iss. 3. P. 140-150. DOI: 10.1108/00022661211221996
9. Komarov V.A., Lukyanov O.E. Multidisciplinary optimization of cargo airplane wing parameters. *Polyot. All-Russian Scientific and Technical Journal*. 2018. No. 3. P. 3-15. (In Russ.)
10. Martins J.R.R.A., Kenway G.K.W., Brooks T. Multidisciplinary design optimization of aircraft configurations – Part 2: High-fidelity aerostructural optimization. Lecture series, Von Karman Institute for Fluid Dynamics, Sint-Genesius-Rode, Belgium, May 2016.
11. Bowers P.M. Unconventional aircraft. New York: TAB Books, 1984. 278 p.
12. Eger S.M., Liseytshev N.K., Samoylovich O.S. *Osnovy avtomatizirovannogo proektirovaniya samoletov* [Fundamentals of computer-aided design of aircraft]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1986. 232 p.
13. Mal'chevskiy V.V. *Matrichno-topologicheskiiy metod sinteza i komponovki samoleta (opyt avtomatizatsii tvorcheskoy deyatel'nosti konstruktora* [Matrix-topological method of synthesis and layout of aircraft (experience of automation of creative activity of the designer)]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2011. 354 p.

14. Li M., Bai J., Li L., Meng X., Liu Q., Chen B. A gradient-based aero-stealth optimization design method for flying wing aircraft. *Aerospace Science and Technology*. 2019. V. 92. P. 156-169. DOI: 10.1016/j.ast.2019.05.067
15. Chernyaev A.V. Use of genetic algorithms to ensure effective design of aircraft elements from composite materials. *Polyot. All-Russian Scientific and Technical Journal*. 2009. No. 7. P. 50-55. (In Russ.)
16. Storn R., Price K. Differential evolution: A Simple and efficient adaptive scheme for global optimization over continuous spaces. *Journal of Global Optimization*. 1997. V. 11. P. 341-359. DOI: 10.1023/A:1008202821328
17. 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. V. 6, Iss. 10. DOI: 10.3390/drones6100307
18. The General Atomics «Predator MQ-1» UAS. Available at: https://barnardmicrosystems.com/UAV/uav_list/predator.html
19. *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>
20. Bolkhovitinov V.F. *Puti razvitiya letatel'nykh apparatov* [Ways of aircraft evolution]. Moscow: Oborongiz Publ., 1962. 132 p.
21. Korolkov O.N. The equation and the area of existence of an airplane. *Polyot. All-Russian Scientific and Technical Journal*. 2001. No. 10. P. 45-52. (In Russ.)
22. 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.)
23. Tanabe R., Fukunaga A. Success-history based parameter adaptation for Differential Evolution. *2023 IEEE Congress on Evolutionary Computation (June, 20-23, 2013, Cancun, Mexico)*. 2013. P. 71-78. DOI: 10.1109/CEC.2013.6557555
24. Ali M.M., Zhu W.X. A penalty function-based differential evolution algorithm for constrained global optimization. *Computational Optimization and Applications*. 2013. V. 54. P. 707-739. DOI: 10.1007/s10589-012-9498-3
25. AVL overview. Available at: <https://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>
26. Viana F.A.C. A tutorial on Latin hypercube design of experiments. *Quality and Reliability Engineering International*. 2016. V. 32, Iss. 5. P. 1975-1985. DOI: 10.1002/qre.1924
27. Belotserkovskiy S.M. *Tonkaya nesushchaya poverkhnost' v dozvukovom potoke gaza* [Thin lifting surface in subsonic gas flow]. Moscow: Nauka Publ., 1965. 244 p.
28. Anwar M. *Sozdanie konveyerov dannykh na Python. Pochemu al'ternativa bez koda luchshe?* [Building data pipelines in Python-Why is the no-code alternative better?]. Available at: <https://www.astera.com/ru/type/blog/data-pipelines-in-python/>