

На правах рукописи

Хоанг Ван Хынг

**АВТОМАТИЗАЦИЯ ВЫБОРА СХЕМЫ И ПАРАМЕТРОВ
БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ САМОЛЁТНОГО ТИПА
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ**

2.5.13. Проектирование, конструкция, производство, испытания
и эксплуатация летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Самара – 2025

Работа выполнена в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» (Самарский университет) на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов.

Научный руководитель: **Комаров Валерий Андреевич**, доктор технических наук, профессор, директор научно-образовательного центра авиационных конструкций (НОЦ-202) федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева».

Официальные оппоненты: **Гайнутдинов Владимир Григорьевич**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой конструкции и проектирования летательных аппаратов Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ».

Туркин Игорь Константинович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой 602 «Проектирование и прочность авиационно-ракетных и космических изделий» Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

Ведущая организация: Федеральное государственное казенное военное образовательное учреждение высшего образования «Военный учебно-научный центр военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» Министерства обороны Российской Федерации.

Защита состоится «10» июня 2025 г. в 10:00 часов на заседании диссертационного совета 24.2.379.03, созданного на базе федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева», по адресу: 443086, г. Самара, Московское шоссе, д. 34.

С диссертацией можно ознакомиться в научно-технической библиотеке и на сайте федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева»: https://ssau.ru/storage/pages/6720/file_67c9549860e387.72200730.pdf

Автореферат разослан «....» 2025 г.

Учёный секретарь
диссертационного совета 24.2.379.03
кандидат технических наук, доцент

_____ А. В. Крамлих

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы

В последние годы значительно возрос интерес к беспилотным летательным аппаратам (БПЛА), используемым в различных областях, таких как военная и гражданская авиация, сельское хозяйство, логистика и экологический мониторинг. На сегодня востребованы два основных типа БПЛА: самолётного и роторного типа, а также их комбинации. В частности, аппараты самолётного типа могут успешно решать задачи по дистанционному зондированию Земли, картографированию, ретрансляции связи, наблюдению и мониторингу протяжённых объектов, обнаружению лесных пожаров и т. д. Такие аппараты с большим временем полёта требуют особо тщательного проектирования для обеспечения аэродинамического и весового совершенства.

Современные достижения в области компьютерного моделирования, численных методов и оптимизационных алгоритмов позволяют эффективно решать сложные междисциплинарные задачи на стыке различных дисциплин: аэродинамика; механика конструкций; системы управления; энергетика и материалы. Это способствует повышению точности и надёжности процесса разработки, а также позволяет выявлять и решать скрытые проблемы на этапе концептуального проектирования, снижая риски дорогостоящих изменений на последующих этапах и сокращая общее время и затраты на разработку. Междисциплинарная оптимизация (МДО) позволяет разрабатывать БПЛА, которые могут адаптироваться к различным задачам и условиям эксплуатации. Это особенно важно в условиях быстрого изменения специфических потребностей различных областей применения. МДО БПЛА на этапе концептуального проектирования является новой и необходимой задачей.

В настоящее время актуальной является разработка автоматизированных систем для компьютерной поддержки выбора схем и параметров БПЛА самолётного типа с целью повышения лётной эффективности и сокращения времени первоначального этапа проектирования за счёт использования методов МДО.

Степень разработанности темы

С момента зарождения авиации проектирование и производство самолётов считались формой искусства, демонстрирующей творческие способности человека. Однако по мере того, как теоретические основы проектирования авиационной техники обогащались трудами Д.П. Григоровича, В.Ф. Болховитина, П.Д. Самсонова, К. Вуда, А.Г. Бедунковича, Л.И. Сутугина, а позднее - Н.А. Фомина, А.А. Бадягина, С.М. Эгера, Э. Торенбека, Д. Реймера, Й. Роскема и многих других, оно превратилось в систематизированную научную дисциплину. В развитии методов проектирования всё более важную роль начинает играть использование МДО. Интерес учёных и практиков к МДО неуклонно растёт. В частности, значительный вклад в развитие данного направления внесли сотрудники Московского авиационного института – Н.К. Лисейцев, О.С. Самойлович, В.В. Мальчевский, М.А. Погосян; Центрального аэрогидродинамического института (ЦАГИ) – В.И. Бирюк, В.М. Фролов, В.В. Чедрик, С.Л. Чернышев; а также представители научной школы А.А. Комарова – Д.М. Козлова, Г.А. Резниченко, О.Е. Лукьянова. Значительные исследования в этой области ведутся зарубежными авторами из Брауншвейгского, Торонтского, Мичиганского, Мюнхенского технических университетов, Германского аэрокосмического центра и многих других научных организаций. Теоретические основы весового проектирования авиационных конструкций рассмотрены в работах Ф.Р. Шэнли, В.М. Шейнина, В.Р. Вепдзое, В.Р. Каушег и других учёных. Определённое влияние на данную работу оказали публикации по новой проектной парадигме «*concurrent design*» (точного попадания), предложенной профессорами Т.А. Weisshaar и В.А. Комаровым. Значительное место в исследованиях по проектированию БПЛА занимают работы К.Д. и И.К. Туркиных, П.П. Афанасьева, Н.Н. Долженкова, В.Г. Гайнутдинова и др.

Цель диссертации. Разработка автоматизированной системы, методик, алгоритмов и программного обеспечения (ПО) для поддержки быстрого выбора рациональных параметров облика новых БПЛА самолётного типа на этапах концептуального проектирования и модификации существующих.

Задачи исследования:

1. Выбор эффективного варианта оптимизационного эволюционного алгоритма и адаптация его к проектированию БПЛА самолётного типа.
2. Разработка комплекса проектных переменных для генерации аэродинамических схем в широком диапазоне от «нормальной» до схемы «утка», включая «тандем».
3. Разработка быстрого алгоритма вычисления взлётной массы повышенной точности с учётом требований продольной устойчивости.
4. Разработка математических моделей для быстрого расчёта аэродинамических характеристик (АДХ) различных аэродинамических схем.
5. Проведение анализа и выбора весовых формул основных частей конструкции самолёта с учётом масштабного фактора.
6. Разработка «Автоматизированной системы поддержки концептуального проектирования (АСП_КП)» с использованием опубликованных и вновь разработанных программных блоков.
7. Оценка достоверности результатов проектирования в разработанной АСП_КП.

Объект исследования - БПЛА самолётного типа.

Предмет исследования - Методика выбора схемы и параметров БПЛА самолётного типа.

Научная новизна диссертации:

1. Разработан алгоритм и ПО автоматизированной системы поддержки концептуального проектирования «АСП_КП» ЛА самолётного типа на основе варианта оптимизационного алгоритма «дифференциальной эволюции» (ДЭ), отличающийся от известных решений интеграцией опубликованных ПО (AVL, FreeCAD) с вновь разработанными программами: параллельных вычислений; сокращения размерности популяции; использования метода штрафной функции; введением пространства проектирования для учёта дискретных переменных.
2. Предложен компактный набор из 12 проектных переменных, способный порождать в процессе оптимизации различные аэродинамические схемы от «нормальной» до схемы «утка», включая «тандем» путём введения в рассмотрение относительной площади двух несущих поверхностей.
3. Разработана методика и ПО уточнённого расчёта взлётной массы с внутренним циклом учёта обеспечения условия продольной устойчивости.
4. Разработан комплекс методик «test-opt» для исследования значимости проектных переменных в процессе оптимизации, оценки близости получаемого решения к оптимальному и исследования рельефа целевой функции в многомерном пространстве проектных переменных.

Теоретическая значимость диссертации:

1. Разработанная методика моделирования АДХ ЛА со сложными аэродинамическими компоновками несущих поверхностей позволяет анализировать все основные известные схемы самолёта при оптимизации проектных параметров и обеспечивает возможность расширения рассмотрения различных новых конфигураций в будущем.
2. Разработанная методика использования уравнения существования ЛА с учётом дополнительного требования обеспечения продольной устойчивости сокращает число проектных переменных на две единицы и время оптимизационных расчётов.
3. Предложенный способ включения оценочной величины взлётной массы в состав вектора проектных переменных существенно ускоряет процесс оптимизации.

Практическая значимость диссертации:

1. Данная работа ориентирована на применение в проектных подразделениях предприятий авиационной промышленности.
2. Особенность методики состоит в том, что она позволяет получать, наряду с оптимальными значениями вектора проектных переменных, обширную дополнительную информацию в графическом и цифровом виде - облик самолёта, АДХ, энерговооружённость, относительные и абсолютные массы топлива, конструкции и двигателя - для использования на последующих этапах проектирования ЛА.

3. Предложен эффективный вариант алгоритма ДЭ для проектирования БПЛА самолётного типа, который позволяет значительно сократить время проектирования и проводить оценку массы компонентов для весового контроля процесса проектирования.

4. Разработанные методология и ПО поддержки концептуального проектирования использованы при выполнении НИР по теме «Концептуальное проектирование многоцелевого транспортного БПЛА средней весовой категории вертикального взлёта и посадки» в целях реализации программы развития Самарского университета до 2030 года в рамках программы стратегического академического лидерства «Приоритет-2030», шифр темы: 21в-Р042-202, и в настоящее время используется в учебном курсе «Многодисциплинарная оптимизация» в передовой инженерной аэрокосмической школе Самарского университета.

Методы исследования. Математические модели аэродинамики. Аэродинамический эксперимент. Метод дискретных вихрей (МДВ). Инженерные методы расчёта АДХ. Методы весового анализа. Методы линейной алгебры и аналитической геометрии. Методы нелинейного математического программирования (НМП).

Положения, выносимые на защиту:

1. ПО автоматизированной системы поддержки концептуального проектирования «АСП_КП» на основе варианта оптимизационного алгоритма ДЭ.

2. Компактный набор из 12 проектных переменных, способный порождать в процессе оптимизации различные аэродинамические схемы от «нормальной» до схемы «утка», включая «тандем».

3. Методика расчёта взлётной массы БПЛА с учётом обеспечения продольной устойчивости.

4. Метод ускорения оптимизационного процесса путём включения оценочной величины взлётной массы в качестве дополнительной проектной переменной.

5. Комплекс методик «*test-opt*» для исследования значимости проектных переменных, оценки близости получаемого решения к оптимальному и исследования рельефа целевой функции в многомерном пространстве проектных переменных.

Достоверность научных результатов, получаемых по предлагаемой методике, доказана специально разработанным комплексом методов и методик:

1. Путём сопоставления результатов математических моделей аэродинамики с экспериментальными данными, полученными в аэродинамической трубе.

2. Через оценку точности алгоритма расчёта взлётной массы путём сопоставления расчётного значения взлётной массы по предлагаемой методике с характеристиками двух реальных БПЛА самолётного типа.

3. Оценка точности расчёта массы топлива выполнена по двум известным методикам и предложена собственная более точная методика для ЛА с большой дальностью полёта.

4. Достоверность и эффективность разработанной методики поиска оптимальных значений проектных переменных доказаны путём выполнения реинжиниринга двух известных ЛА самолётного типа и с применением комплекса методик «*test-opt*».

Апробация работы

Основные результаты диссертационной работы были доложены на пяти конференциях различного уровня: XXVI Всероссийский семинар по управлению движением и навигации летательных аппаратов (г. Самара, Самарский университет, 14-16 июня 2023 г.); Международная молодёжная научная конференция «XIV Королевские чтения», посвящённая 35-летию со дня первого полёта МТКС «Энергия – Буран» (г. Самара, Самарский университет, 03-05 октября 2023 г.); Всероссийская научно-практическая конференция «Авиация будущего: тренды, вызовы и возможности», посвящённая 55-летию первого полёта сверхзвукового пассажирского самолёта Ту-144 (г. Казань, КНИТУ-КАИ, 06-08 декабря 2023 г.); XXVII Всероссийский семинар по управлению движением и навигации летательных аппаратов (г. Самара, Самарский университет, 11-14 июня 2024 г.); XXII Международная конференция по методам аэрофизических исследований (ICMAR 2024) (г. Новосибирск, ИТПМ СО РАН, 01-05 июля 2024 г.).

Публикации. По теме диссертации опубликовано 7 работ. В том числе 3 статьи в научных изданиях, рекомендованных ВАК; 1 статья в научном издании, индексируемом базой Scopus; 3 статьи в прочих изданиях.

Личный вклад автора. Все результаты, представленные в диссертации, получены автором самостоятельно или при его непосредственном участии. Разработка и реализация методики численного моделирования БПЛА на основе проектных переменных с использованием языка программирования Python и ПО AVL выполнена автором лично. Разработка аналитического метода решения условия продольной балансировки самолёта в различных режимах полёта выполнена при непосредственном участии автора. Модификация алгоритма дифференциальной эволюционной оптимизации для задачи оптимального выбора проектных параметров БПЛА и реализация с использованием языка программирования Python выполнена автором лично. Сопоставление результатов экспериментальных исследований аэродинамических характеристик в аэродинамической трубе с результатами расчётов выполнены автором лично. Применение предложенного метода оптимального проектирования для решения прикладных задач выполнено автором лично. Анализ и оценка полученных результатов выполнены при непосредственном участии автора. Совместно полученные результаты представлены с согласия соавторов.

Структура и объём работы. Работа состоит из введения, 4 глав, заключения, списка литературы из 176 наименований, списка сокращений и условных обозначений и 1 приложения (12 модулей программ). Работа содержит 154 страницы, 39 рисунков и 15 таблиц.

Соответствие паспорту специальности. Область исследования соответствует паспорту научной специальности 2.5.13. Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов по пунктам: «1. Разработка методов проектирования и конструирования, математического и программно-алгоритмического обеспечения для выбора оптимальных облика и параметров, компоновки и конструктивно-силовой схемы, агрегатов и систем ЛА...»; «5. Разработка методов, моделей и программного обеспечения для принятия оптимальных решений проектно-конструкторских задач при заданных ограничениях с учётом их компромиссного характера, риска и различимости сравниваемых вариантов изделий (процессов)...»; «11. Автоматизированные системы, функциональные и инвариантные подсистемы и средства обеспечения (математического, лингвистического, информационного, программного, технического, методического, организационного) научных исследований, проектирования, конструирования...».

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность разработки автоматизированной системы поддержки концептуального проектирования БПЛА самолётного типа с ориентацией на способность находится в воздухе сутки и более.

Первая глава посвящена обзору современного состояния теории и практики проектирования атмосферных ЛА. Приведён краткий обзор возникновения и развития атмосферных ЛА с древнейших времён. Обсуждается развитие методов проектирования, начиная с метода проб и ошибок, статистических методов до становления проектирования как науки с современными тенденциями использования МДО и перспективной проектной парадигмы «точного попадания». Обсуждаются различные по скорости и точности аэродинамические модели и модели весового проектирования. Обосновывается целесообразность применения в концептуальном проектировании новых оптимизационных методов. Завершается глава формулировкой целей и задач работы.

Вторая глава посвящена описанию особенностей разработанной автоматизированной системы поддержки концептуального проектирования ЛА самолётного типа. Оптимизационная задача в работе формулируется в стандартной форме в терминах НМП. В связи с использованием эволюционных алгоритмов вводятся теоретико-множественные понятия «особи» и «популяции» и соответствующие обозначения.

Задача выбора оптимальных параметров облика БПЛА самолётного типа рассматривается в терминах НМП:

$$f(x^{opt}) \leq f(x) \forall x \in \Omega, \quad (1)$$

$$\Omega = \{q_j(x) \leq 0, h_k(x) = 0\},$$

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

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 ЛА:

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

где s - номер особи; w - количество особей в популяции; i и n - индекс и количество проектных переменных в каждой особи s .

Популяция P_g – это множество особей s на определённом этапе g оптимизации (генерации), состоящая из особей x_s :

$$P_g = \{x_1, x_2, \dots, x_s, \dots, x_w\}_g,$$

где g – номер генерации.

В качестве целевой функции выбирается взлётная масса $f(x) = m_0$. Одним из ключевых мест в алгоритме является расчёт взлётной массы по уравнению весового баланса в форме:

$$m_0(x) = \frac{m_{п.н}}{1 - \bar{m}_{cy} - \bar{m}_{топ} - \bar{m}_{конс} - \bar{m}_{об}}, \quad (2)$$

где $m_{п.н}$ – 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.

Отмечается, что все относительные массы в (2) зависят от взлётной массы и многих проектных переменных ЛА.

На основе анализа известных технических решений по БПЛА рассматриваемого типа и возможных новых компоновок предлагается следующий набор из 12 проектных переменных (таблица 1):

$$x = \{m_0^{es}, \lambda_1, \chi_1, \eta_1, \delta_1, \lambda_2, \chi_2, \eta_2, \bar{L}_2, \bar{S}_2, V, p_0\}.$$

Таблица 1 – Проектные переменные с заданными диапазонами значений

№	Обозначение	Проектная переменная	Диапазон значений
1	m_0^{es} , кг	Оценочная величина взлётной массы	[500, 3000]
2	λ_1	Удлинение передней поверхности	[4, 20]
3	$\chi_1, ^\circ$	Стреловидность передней поверхности	[0, 15]
4	η_1	Сужение передней поверхности	[1, 3]
5	$\delta_1, ^\circ$	Угол заклинения передней поверхности	[0, 5]
6	λ_2	Удлинение задней поверхности	[4, 20]
7	$\chi_2, ^\circ$	Стреловидность задней поверхности	[0, 15]
8	η_2	Сужение задней поверхности	[1, 3]
9	$\bar{L}_2$	Относительное расстояние между двумя поверхностями	[2, 6]
10	$\bar{S}_2$	Относительная площадь	[0,2, 5]
11	V , м/с	Скорость	[30, 90]
12	p_0 , кг/м ²	Удельная нагрузка на крыло	[5, 110]

Особенностью предлагаемого набора переменных является включение оценочной (*estimation*) величины взлётной массы m_0^{es} , которое *введено дополнительно* для ускорения вычислений. Новизной этого набора является также использование геометрического параметра $\bar{S}_2 = S_2/S_1$, который позволяет просто генерировать различные аэродинамические схемы из двух несущих поверхностей: нормальная схема ($\bar{S}_2 < 1$); схема «утка» ($\bar{S}_2 > 1$) или схема «тандем» ($\bar{S}_2 \sim 1$) (рисунок 1).

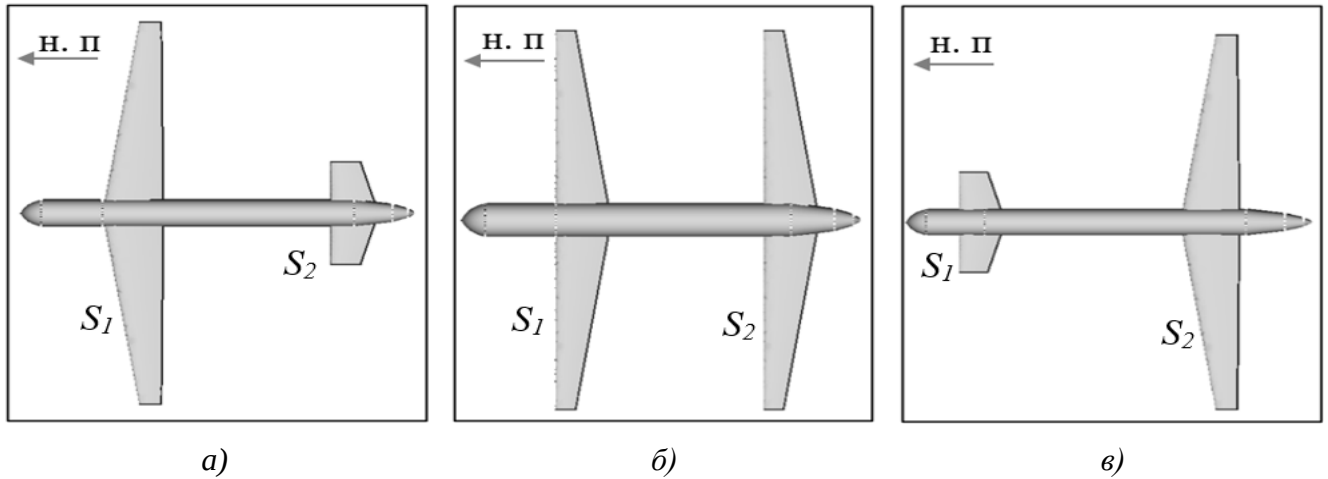


Рисунок 1 – Аэродинамические схемы ЛА в зависимости от значения относительной площади $\bar{S}_2$: а) нормальная схема ($0 < \bar{S}_2 < 1$); б) тандем ($\bar{S}_2 \sim 1$); в) утка ($\bar{S}_2 > 1$) (н. п. - направление полёта)

Особенности предлагаемой методики в работе рассматриваются, не нарушая общности подходов, с использованием в качестве сквозных примеров задач улучшения технических характеристик - минимизации взлётной массы m_0 – двух существующих БПЛА тяжёлого класса с различными аэродинамическими схемами: типа MQ-1, с взлётной массой ~ 1000 кг и типа U-40, с взлётной массой ~ 2000 кг (рисунок 2). Далее эти ЛА обозначаются как БП-1, БП-2.

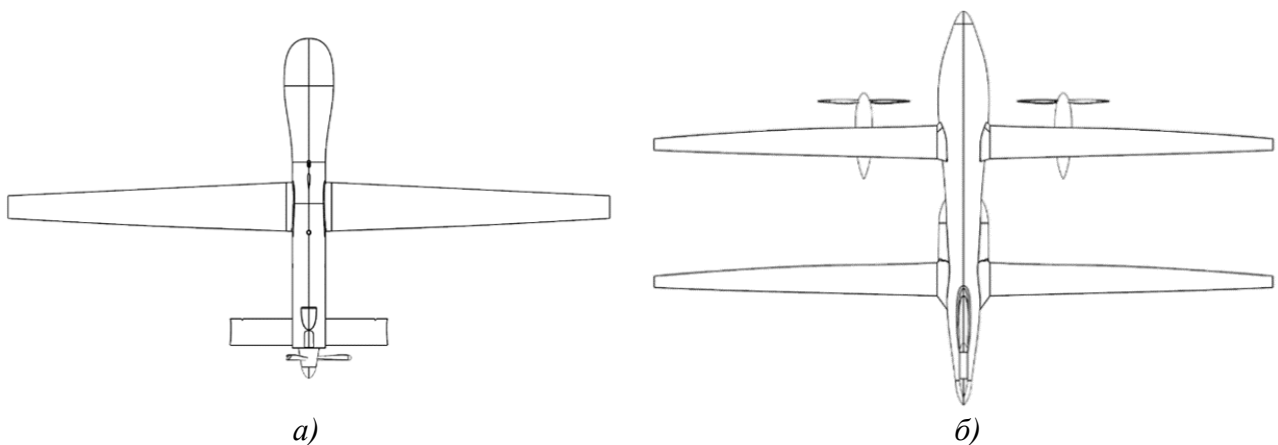


Рисунок 2 – Вид в плане рассматриваемых БПЛА тяжёлого класса: а) БП-1; б) БП-2

Предлагаемый алгоритм формирования облика БПЛА самолётного типа базируется с определёнными доработками на использовании дифференциального эволюционного алгоритма оптимизации «Success-History based Adaptive Differential Evolution» (SHADE) с применением штрафных функций и численного моделирования. Используемый метод оптимизации SHADE предполагает преобразование информации в популяциях особей. SHADE - это разновидность алгоритма ДЭ, разработанная для повышения производительности путём адаптации с помощью параметров настройки.

Общая схема предлагаемого алгоритма формирования облика БПЛА представлена на рисунке 3.

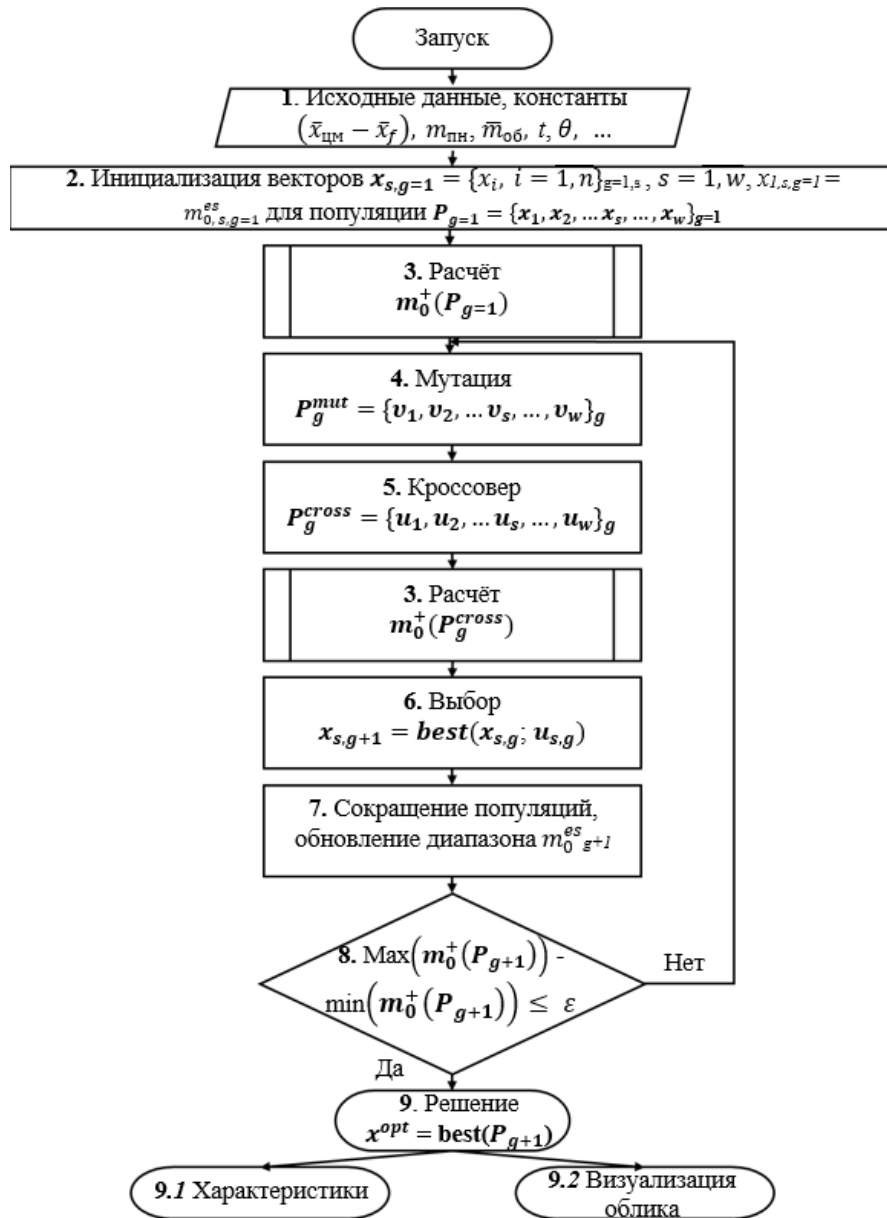


Рисунок 3 – Блок-схема алгоритма формирования облика БПЛА

Блок 1 вводит константы расчёта и параметры настройки алгоритма, а также диапазоны значений проектных переменных (таблица 1).

Блок 2 производит инициализацию популяции для первого поколения с использованием латинского гиперкуба. Внутри каждого диапазона определяются d значений каждой проектной переменной с одинаковым шагом. Из этого множества с помощью метода выбора латинского гиперкуба выбираются набор значений переменных для каждой очередной особи.

Блок 3 проводит учёт функциональных ограничений.

Из большого числа возможных функциональных ограничений в данной работе для методических целей рассматриваются следующие основные:

- в виде равенств - условие балансировки БПЛА в вертикальной плоскости с заданным запасом статической устойчивости:

$$h_1(x) = m_z(x) = 0; \quad (3)$$

$$h_2(x) = c_{ya_{бал}}(x) - c_{ya}(x) = 0; \quad (4)$$

- в виде неравенств:

- ограничение на максимальное значение коэффициента подъёмной силы:

$$q_1(x) = c_{ya}(x) - c_{ya}^* \leq 0; \quad (5)$$

- ограничение на величину коэффициента статического момента горизонтального

оперения для обеспечения требуемых характеристик управляемости БПЛА, оказывающих влияние на величину плеча горизонтального оперения и его относительной площади:

$$q_2(\mathbf{x}) = A_{\text{го}}(\mathbf{x}) - A_{\text{гомакс}} \leq 0; \quad (6)$$

$$q_3(\mathbf{x}) = A_{\text{гомин}} - A_{\text{го}}(\mathbf{x}) \leq 0. \quad (7)$$

Для преобразования задачи с ограничениями в задачу без ограничений используется метод штрафных функций.

Полученное значение взлётной массы m_0^{out} по (2) дополняется величиной штрафной функции $\psi(\mathbf{x}_{s,g})$ для каждой особи $\mathbf{x}_{s,g}$ по (8):

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

где ψ - безразмерная штрафная функция; U^* - верхнее ограничение возможного значения взлётной массы; $m_0^+(\mathbf{x}_{s,g})$ - взлётная масса особи $\mathbf{x}_{s,g}$ с учётом ограничений.

Значения штрафных функций рассчитываются по (9):

$$\psi(\mathbf{x}_{s,g}) = \psi_1(\mathbf{x}_{s,g}) + \psi_2(\mathbf{x}_{s,g}); \quad (9)$$

$$\psi_1(\mathbf{x}_{s,g}) = \begin{cases} 0 & \text{если } c_{ya}(\mathbf{x}_{s,g}) \leq c_{ya}^* \\ c_{ya}(\mathbf{x}_{s,g}) - c_{ya}^* & \text{если } c_{ya}(\mathbf{x}_{s,g}) > c_{ya}^* \end{cases}; \quad (10)$$

$$\psi_2(\mathbf{x}_{s,g}) = \begin{cases} 0 & \text{если } A_{\text{го}}(\mathbf{x}_{s,g}) \in [A_{\text{гомин}}, A_{\text{гомакс}}] \\ A_{\text{го}}(\mathbf{x}_{s,g}) - A_{\text{гомакс}} & \text{если } A_{\text{го}}(\mathbf{x}_{s,g}) > A_{\text{гомакс}} \\ A_{\text{гомин}} - A_{\text{го}}(\mathbf{x}_{s,g}) & \text{если } A_{\text{го}}(\mathbf{x}_{s,g}) < A_{\text{гомин}} \end{cases}. \quad (11)$$

Уравнения (10) и (11) анализируют выполнение ограничений в виде неравенств по значению коэффициента подъёмной силы (5) и коэффициента статического момента горизонтального оперения (6) и (7).

Внутри **блока 3** используется специальный алгоритм (3.1.s), который разработан для уточнённого расчёта взлётной массы с учётом требований аэродинамики (рисунок 4).

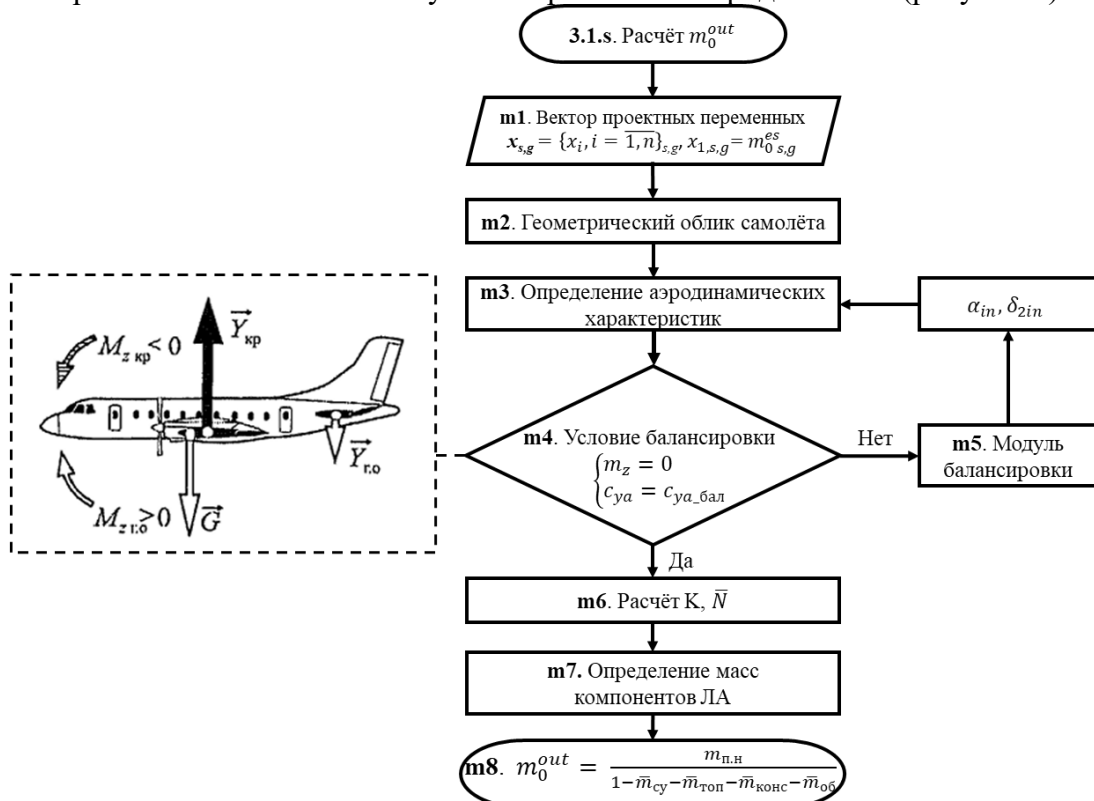


Рисунок 4 – Блок-схема алгоритма для уточнённого расчёта взлётной массы (2) с учётом обеспечения продольной балансировки БПЛА

Для определения необходимых АДХ каждой особи используется метод МДВ в реализации ПО AVL (рисунок 5). На основе набора проектных переменных (**блок m1**) определяются геометрические параметры модели самолёта (**блок m2**), с учётом задаваемых сеточных характеристик (n вихрей по хорде и m вихрей по размаху крыла).

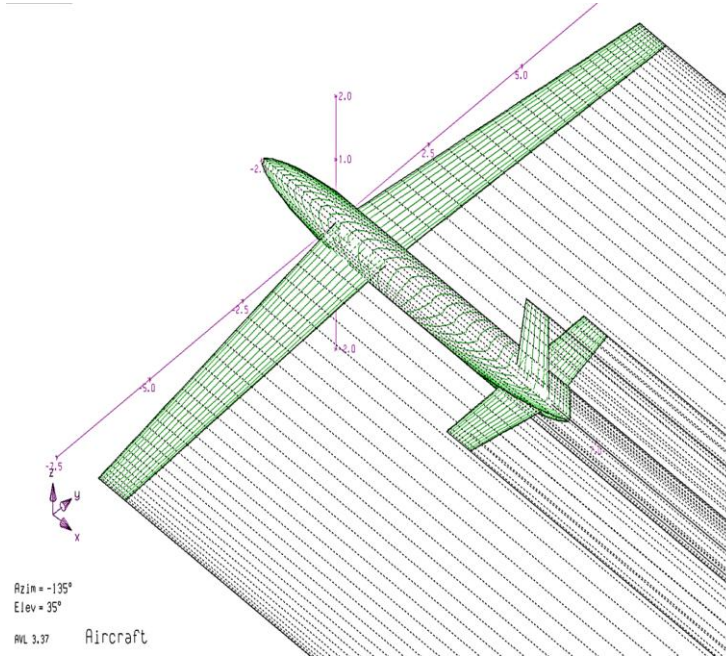


Рисунок 5 – Модель сетки самолёта в ПО AVL

Из решения системы линейных алгебраических уравнений (12) определяется распределение циркуляции по панелям:

$$\sum_{i=1}^n (w_{y i,j} + \Delta w_{y i,j}) \Gamma_{i,j} = -2\pi, \quad (j = \overline{1, m}), \quad (12)$$

где $w_{y i,j}$ – безразмерная скорость, индуцированная вихрем с номером i в контрольной точке с номером j ; $\Delta w_{y i,j}$ – дополнительная безразмерная скорость, индуцированная в контрольной точке j зеркальным вихрем, симметричным вихрю i .

На основе решения системы (12) определяются безразмерные интегральные АДХ: c_y , c_{xi} , m_z .

Соппротивление при нулевой подъёмной силе определяется с помощью инженерных формул с учётом интерференции между частями самолёта:

$$c_{x0} = c_{xp} = c_{xp\phi} \bar{S}_\phi + k_T^* c_{xp\kappa} \bar{S}_\kappa + k_T c_{xp\Gamma.0} \bar{S}_{\Gamma.0} + c_{xp\Gamma.0} \bar{S}_{\Gamma.0} + k_T^* \Delta c_{xp\kappa(\phi)} \bar{S}_\kappa + k_T \Delta c_{xp\Gamma.0(\phi)} \bar{S}_{\Gamma.0}. \quad (13)$$

Особенностью алгоритма является интеграция условий балансировки (3), (4) (ограничения в виде равенств) (**блоки m4, m5**) в процессе решения уравнения существования ЛА (2), позволяющая независимо определять две дополнительные проектные переменные: угол установки задней поверхности δ_2 и угол атаки α .

Блок m6 производит расчёты аэродинамического качества и потребной энерговооружённости.

В блоке m7 для расчёта относительных масс частей конструкции выбраны следующие весовые формулы по С.М. Егеру и А.А. Бадягину, использующие абсолютные значения параметров m_0 и S :

$$\text{для крыла: } \bar{m}_{\text{кр}} = 1,15 \cdot 10^{-4} k_{\text{мех}} k_{\text{кон}} k_{\text{мт}} \phi n_p \frac{\lambda \sqrt{S}}{(\cos \chi)^{1,5} \sqrt{\theta \bar{c}_0}} \frac{\eta+4}{\eta+1} \left(1 - \frac{\bar{c}_0 - 1}{\bar{c}_\kappa + 3} \right). \quad (14)$$

$$\text{для фюзеляжа: } \bar{m}_\phi = \frac{0,23}{m_0} \sqrt{V_{\text{макс}} \frac{l_\phi}{b_\phi + h_\phi}} S_{\text{полн}}^{1,2}. \quad (15)$$

$$\text{для шасси: } \bar{m}_{\text{ш}} = k_{g\text{ш}} \left(\frac{A}{m_0} + \frac{B}{m_0^{\frac{1}{4}}} + C + D m_0^{\frac{1}{2}} \right). \quad (16)$$

$$\text{для вертикального оперения: } \bar{m}_{в.о} = 6,8 \frac{S_{в.о}^{1,2}}{m_0} \left[0,4 + \frac{(V_{крейс} + 113)}{1100} \right]. \quad (17)$$

При выборе этих формул учитывалась весовая формула В. А. Комарова для крыла:

$$\bar{m}_{кр} = \frac{\varphi}{\bar{\sigma}} C_K n g \sqrt{S} = \frac{\varphi}{\bar{\sigma}} C_K n g \sqrt{\frac{m_0}{p_0}}, \quad (18)$$

полученная на основе методов строительной механики, учитывающая явно такие параметры, как перегрузка n , площадь крыла S , взлётная масса m_0 , удельная нагрузка на крыло p_0 , удельная прочность $\bar{\sigma}$ основного материала конструкции и косвенно - действие закона «квадратов и кубов».

В качестве результатов **блок m8** рассчитывает уточнённую взлётную массу.

Блок 4, начиная со второго поколения, и в последующих вносит изменения (мутации) в особи для того, чтобы избежать застревания алгоритма в локальных минимумах.

Блок 5 - кроссовер - производит объединение проектных переменных текущих особей $x_{s,g}$ с мутантными особями $v_{s,g}$ для создания новых особей $u_{s,g}$. Далее целевая функция, дополненная штрафными функциями, снова вычисляется для особей кроссовера с использованием **блока 3**.

Блок 6 выбирает лучшие особи (с меньшими значениями целевой функции m_0^+) среди текущих особей $x_{s,g}$ и особей кроссовера $u_{s,g}$ для включения в популяцию следующего поколения.

Для повышения производительности алгоритма выполняется сокращение популяции и обновление диапазона оценочной величины взлётной массы через каждое поколение (**блок 7**). Ускорение сходимости целевой функции обеспечивается сужением диапазона оценочной величины взлётной массы на каждом последующем шаге оптимизации. Менее удачные особи постепенно устраняются в процессе сокращения численности популяции.

Результат оптимизации (**блок 9**) достигается, когда особи БПЛА удовлетворяют условию остановки (**блок 8**), которое свидетельствует о достижении экстремума целевой функции.

Методика реализована на платформе Python с подключением открытого кода AVL для аэродинамических расчётов. Эффективность предложенных инноваций для ускорения алгоритма оптимизации рассматривается в главе 4.

Структура разработанной автоматизированной системы «АСП_КП» показана на рисунке 6.

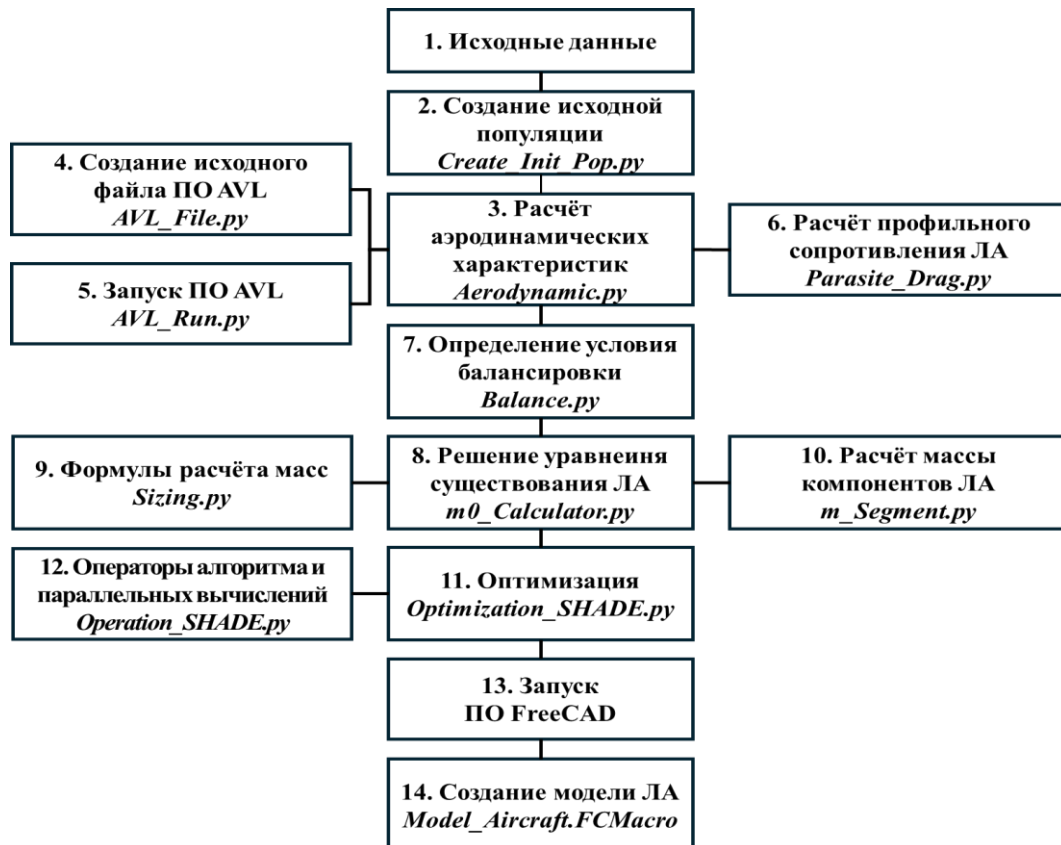


Рисунок 6 – Структура пакета программ АСП_КП

Алгоритмы и разработанные модули программы оптимизации реализованы на языке программирования Python совместно с интерпретатором Spyder. Для удобства использования и модификации программа построена по модульному принципу. Каждый модуль имеет отдельную функцию и запускается при каждом вызове основной программы. АСП_КП состоит из 14 программных блоков, из которых 6 блоков (2, 4, 5, 11, 12, 13) заимствованы из открытых ресурсов. Блоки 1, 3, 6, 7, 8, 9, 10, 14 реализуют алгоритм ДЭ с доработками, написанными автором, из которых блоки 1, 7, 8, 14 обладают существенными новизной.

В диссертации представлены псевдокод алгоритма оптимизации и листинги 12 модулей программ.

В третьей главе анализируются достоверность и быстродействие разработанных функциональных аэродинамических и весовых моделей.

Аэродинамические модели - Результаты расчётов АДХ с использованием ПО AVL и расчётов сопротивления при нулевой подъёмной силе на основе инженерных формул сравнивались с данными продувок в аэродинамической трубе Самарского университета (рисунок 7).

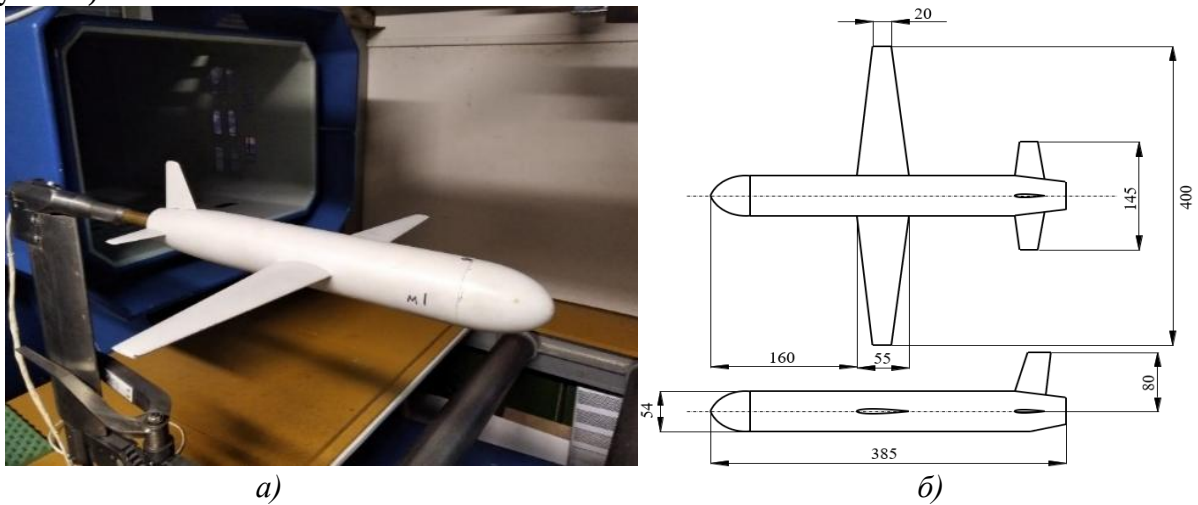


Рисунок 7 – Экспериментальная модель в аэродинамической трубе Самарского университета:

- а) Установка модели в аэродинамической трубе;
б) Геометрические параметры экспериментальной модели

Расчётные и экспериментальные данные АДХ представлены на рисунке 8.

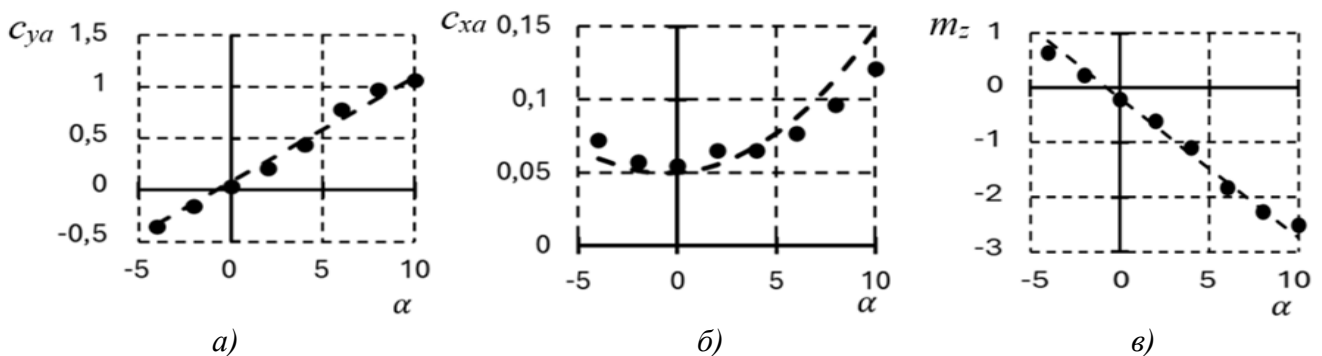


Рисунок 8 – Аэродинамические характеристики:

- а) зависимость C_{ya} от α ; б) зависимость C_{xa} от α ; в) зависимость m_z от α

— - расчёты ПО AVL; ● экспериментальные данные

Для сравнения данных использовалась нормализованная средняя абсолютная ошибка по формуле:

$$NMAE = \frac{\sum_{i=1}^n |y_i - \hat{y}_i|}{n \times [\max(y) - \min(y)]}, \quad (19)$$

где y_i - значение АДХ, определённое экспериментально в точке i ; $\hat{y}_i$ - значение АДХ, определённое ПО AVL в точке i ; n - количество точек сравнения.

Нормализованная средняя абсолютная ошибка между данными по коэффициентам C_{ya} , C_{xa} и m_z составила 3,8%, 9,6%, 3,7% соответственно.

Оценка точности метода обеспечения балансировки самолёта в рассматриваемой методике проведена с использованием численного метода - «COBYLA» в пакете OpenMDAO библиотеки Python. Результаты сравнения приведены в таблице 2.

Таблица 2 – Результаты определения условий балансировки БПЛА БП-2

Параметр	Значение		Разница
	COBYLA	Предложенный метод	
Угол атаки (α), °	3,249	3,1	4,5%
Угол установки (δ_2), °	2,077	2,151	3,44%
Время (t), с	14,49	0,763	19 раз

Из таблицы 2 следует, что разница между результатами двух методов составляет менее 5%. Преимущество предлагаемого метода заключается в значительном сокращении времени, необходимого для решения задачи.

Весовые модели - расчёт массы проводился по основным параметрам реальных прототипов. Результаты однократного расчёта масс частей БПЛА по разработанной программе сравнивались с опубликованным данным реальных прототипов БП-1 и БП-2 (таблица 3).

Таблица 3 – Результаты расчёта

Параметры	БП-1	Расчёт	%	БП-2	Расчёт	%
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
Масса пустого, 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

Отличие результатов расчёта взлётной массы, а также масс основных частей двух существующих БПЛА по предложенной методике не превысило 5%.

Оценка точности расчёта массы топлива проведена по трём методам. Первый метод предполагает постоянный расход топлива независимо от его выработки. Второй метод учитывает изменение массы самолёта за счёт выработки топлива во время полёта. Время полёта разбивалось на 10 равных участков. Балансировка ЛА и изменение массы учитывалось на каждом участке. Третий метод использует известную формулу Бреге. Результаты расчёта масс топлива БП-2 представлены в таблице 4.

Таблица 4 – Результаты расчёта массы топлива БПЛА БП-2

Параметр	Метод 1	Метод 2	Метод 3
Абсолютная масса топлива крейсерского полёта, кг	385,117	355,105	338,337
Время расчёта, с	2	8	2

В первом методе масса самолёта и мощность двигателя считаются постоянными, что приводит к завышению массы топлива. Формула Бреге не учитывает изменения аэродинамического качества при перебалансировке, что даёт заниженный расчёт массы топлива. В диссертации предложен компромиссный ступенчатый метод. Расхождение с максимальной и минимальной оценкой даёт соответственно 7,79% и 4,72%.

В четвёртой главе рассматривается применение программы «АСП_КП» к оптимизации существующих БПЛА. В качестве объектов исследования ставятся и решаются задачи по снижению взлётной массы ранее выбранных прототипов БП-1 с взлётной массой 1020 кг и БП-2 с взлётной массой 2000 кг.

Программа оптимизации «АСП_КП» применена при заданных диапазонах значений проектных переменных в таблице 1 и определённых константах расчёта.

Полученные в качестве оптимальных проектные переменные представлены в таблице 5

для сравнения с соответствующими данными прототипов.

Таблица 5 – Результаты оптимизации БП-1 и БП-2

Проектные переменные	БП-1		БП-2	
	Значение прототипа	Оптимальное значение	Значение прототипа	Оптимальное значение
m_0^{es} , кг	1020	914	2000	1667
λ_1	19	7,6	20	14
χ_1 , °	7,22	0	1	2,7
η_1	2,77	3	3	1,9
δ_1 , °	2,5	0	2,5	2,5
λ_2	6,75	18,7	20	4
χ_2 , °	0	3	1	2
η_2	1	1,62	3	1,6
$\bar{L}_2$	4,37	4,6	5,55	5,1
$\bar{S}_2$	0,26	4,9	1	0,2
V , м/с	47	45	55	50
p_0 , кг/м ²	73,2	75	90	92

В результате работы оптимизационного алгоритма для обоих прототипов найдены решения с *меньшей взлётной массой*: для БП-1 – на 10,4% и для БП-2 – на 16,7%.

Сходимость оптимизации для прототипа БП-1 достигнута после 117 генераций с затратой 57 минут, а для прототипа БП-2 после 120 генераций с затратой 62 минут на компьютере с Windows 10, процессором Intel(R) Core i7-6700 @ 3,40 ГГц, оперативной памятью 64 ГБ. Численность последней генерации составила 23 и 22 особи, соответственно для БП-1 и БП-2.

В рассмотренных задачах значения целевой функции m_0 , близкие к оптимальным, получены уже на 20-ой генерации.

Полученные в результате оптимизации облики БПЛА (БП-1, БП-2) представлены на рисунке 9 в сравнении с прототипами.



Рисунок 9 – Облики БПЛА по прототипам (синий) и после оптимизации (красный):
а) БП-1; б) БП-2

Рисунки получены с помощью ПО FreeCAD, которое используется в Batch-режиме для автоматической отрисовки общего вида оптимальных особей.

Из анализа оптимальных параметров (таблица 5) следует, что им соответствуют существенные изменения облика рассмотренных аппаратов, показанные на рисунке 9, которые можно рассматривать как *идеи для разработки рекомендаций по модификациям* этих ЛА.

Для покомпонентного анализа составляющие взлётной массы представлены на гистограммах на рисунке 10. Видно, что изменение взлётной массы происходит в основном за счёт уменьшения массы топлива и конструкции.

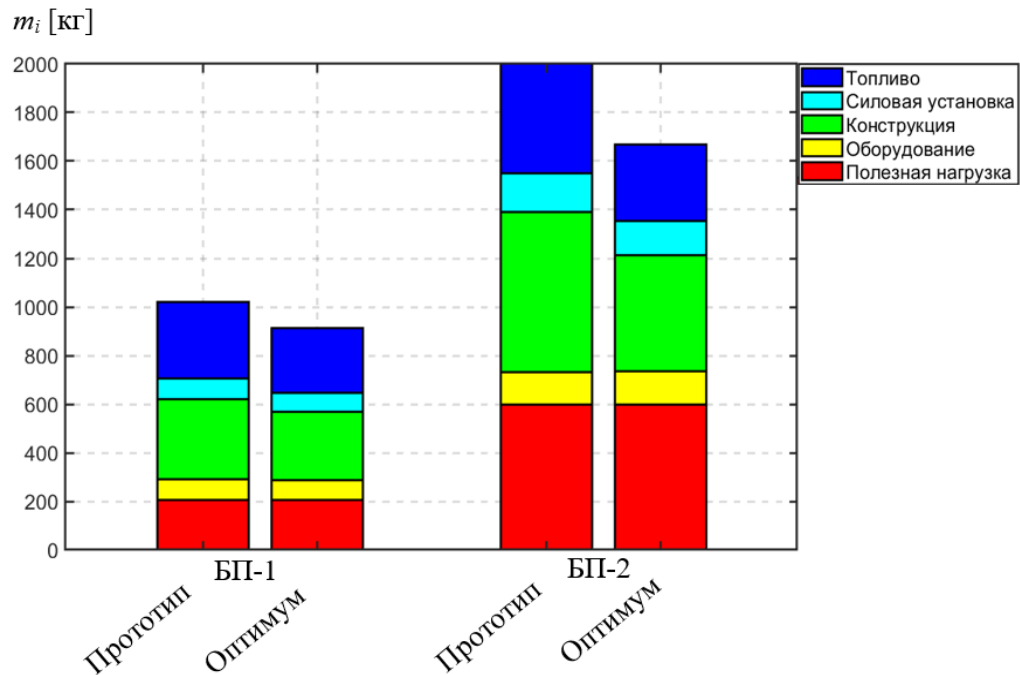


Рисунок 10 – Весовые сводки рассмотренных БПЛА до и после оптимизации

В процессе оптимизации некоторые проектные переменные изменяются от нулевых или очень малых значений до существенно больших (таблица 5), применить обычный подход для оценки относительной величины изменений какой-либо переменной в процентах по отношению к начальной величине, не представляется возможным. Поэтому в данной работе для анализа такого типа данных используется метод нормализации для того же интервала $[0, 1]$ по следующей формуле:

$$x'_i = \frac{x_i - \min(x_i)}{\max(x_i) - \min(x_i)} \quad (20)$$

где x - начальное значение переменной; x' - нормализованное значение переменной.

Значения безразмерных нормализованных проектных переменных (20) прототипов до и после оптимизации внутри заданного диапазона показаны на рисунке 11.

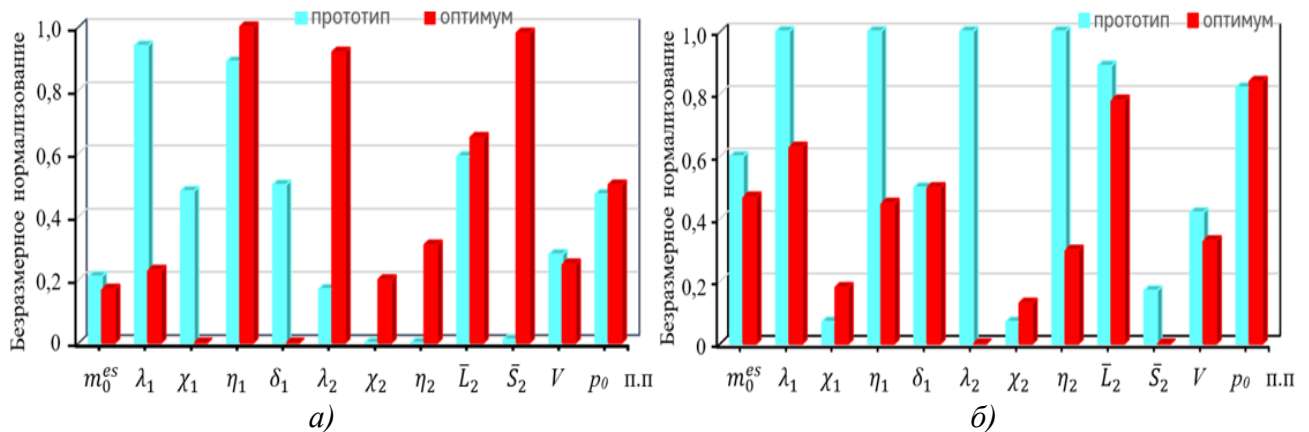


Рисунок 11 – Значения нормализованных проектных переменных БП-1 (а), БП-2 (б) в результате оптимизации

Анализ значимости проектных переменных для целевой функции исследовался при поочерёдном изменении каждой проектной переменной на 10% при фиксированных остальных переменных. Результаты этого исследования показаны на рисунке 12.

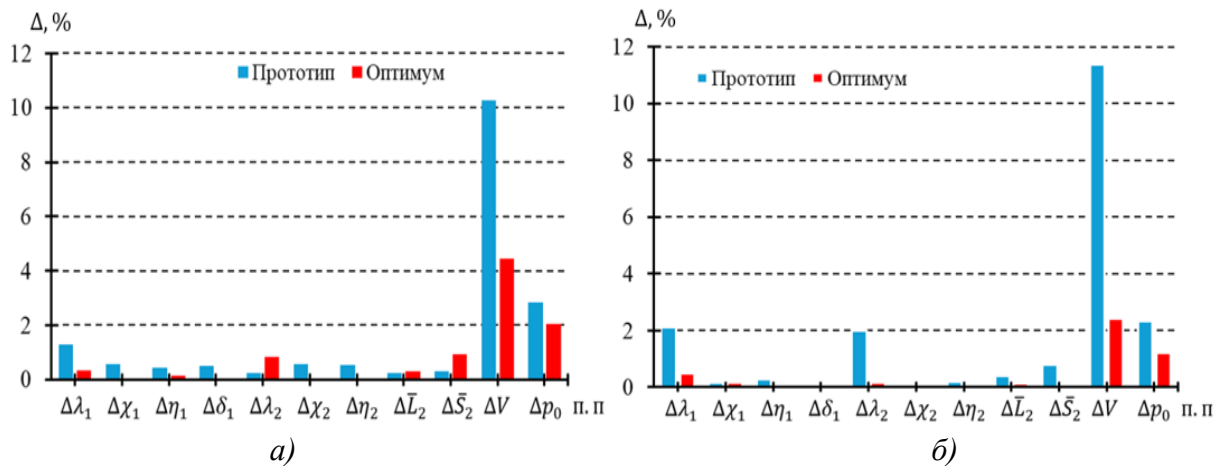


Рисунок 12 – Значимость проектных переменных для взлётной массы БПЛА БП-1 (а) и БП-2 (б)

Из рисунка 12 следует, что «градиент» целевой функции исходных прототипов несколько больше, чем у оптимизированных модификаций. Это подтверждает, что найденное решение близко к оптимальному. В рассматриваемых задачах скорость полёта и удельная нагрузка на крыло существенно влияют на целевую функцию. Однако построение и анализ функций отклика m_0 и K по наиболее значимым проектным переменным - скорости (V) и удельной нагрузке на крыло (p_0) показали, что результаты оптимизации находятся на заданных предельных значениях этих величин, что свидетельствуют о невозможности дальнейшего улучшения проекта в рамках условий поставленной задачи.

Для анализа рельефа целевой функции в многомерном пространстве проектных переменных с целью оценки близости получаемого результата оптимизации к предполагаемому экстремуму разработана специальная методика тестирования области оптимальных проектов, которая названа «test-opt» (рисунок 13). Ключевым в этой методике является создание векторов проектных переменных псевдо-прототипов $x^{пп}$, концы которых находятся на гиперсфере радиуса t с центром в конце вектора x^{opt} , то есть в некоторой управляемой окрестности исследуемого оптимального решения x^{opt} (рисунок 14).

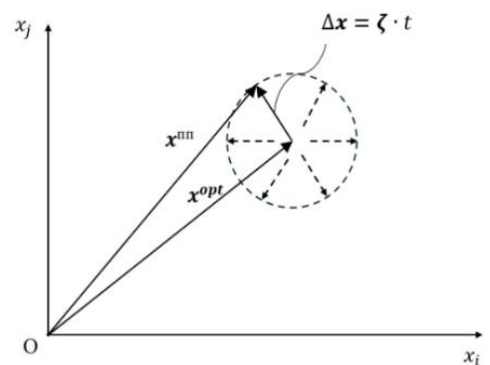
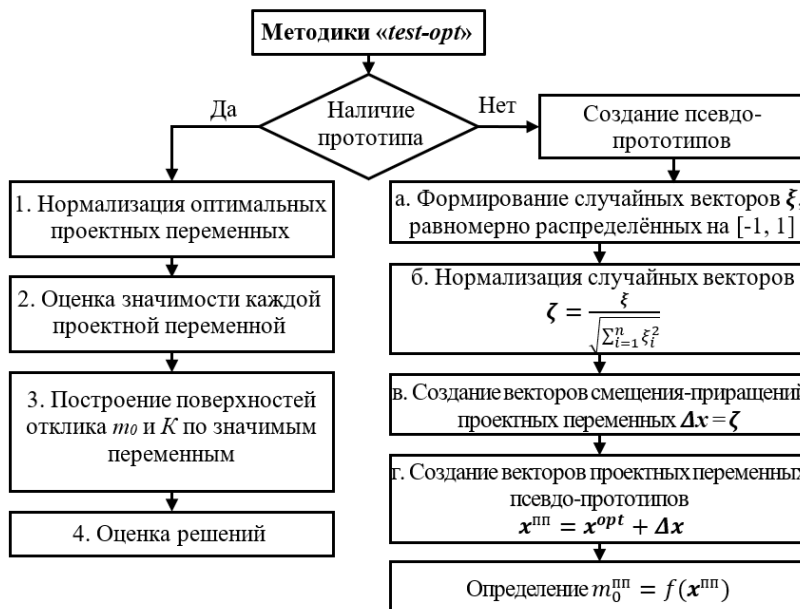


Рисунок 13 – Последовательность шагов методик «test-opt»

Рисунок 14 – Создание псевдо-прототипов

Приводится пример генерации и использования псевдо-прототипов для оценки оптимального решения для БП-2, который показал, что оптимальное решение найдено с высокой точностью и область оптимальных решений обладает значительной чувствительностью к проектным переменным.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1. Разработан алгоритм и ПО автоматизированной системы поддержки концептуального проектирования ЛА самолётного типа «АСП_КП» на основе варианта оптимизационного алгоритма «дифференциальной эволюции», отличающийся от известных решений интеграцией опубликованных ПО (AVL, FreeCAD) с вновь разработанными программами параллельных вычислений, использованием дискретного пространства проектных переменных, уточнённым расчётом массы топлива, включением оценочной величины взлётной массы в состав вектора проектных переменных.

2. Предложен компактный набор из 12 проектных переменных, способный порождать в процессе оптимизации различные аэродинамические схемы от «нормальной» до схемы «утка», включая «тандем».

3. Разработана методика и ПО уточнённого расчёта взлётной массы с внутренним циклом учёта обеспечения условия продольной устойчивости.

4. Предложено дополнительное включение оценочной величины целевой функции в состав вектора проектных переменных для сокращения затрат времени на оптимизационный процесс.

5. Выбранные и разработанные функциональные математические модели для выполнения аэродинамических, весовых и энергетических расчётов обладают компромиссным сочетанием характеристик по точности и быстродействию, а также допускают простое включение в АСП_КП через предложенные проектные переменные.

6. Разработанное ПО позволяет получать в процессе оптимизации большой объём дополнительной информации в цифровом и графическом виде, полезной для интерпретации получаемых результатов и использования на следующих этапах проектирования: лётно-технические, энергетические, аэродинамические характеристики, относительные и абсолютные массы частей самолёта, его облик, требования к двигателю и т. п.

7. Тестирование отдельных модулей АСП_КП проведено различными способами: сопоставлением с физическим экспериментом, расчётом массы конструкции и топлива двух существующих и описанных в литературе БПЛА, существенно различных по массе полезной нагрузки и времени барражирования, показало, что расхождение величин предсказываемых критических параметров с действительными составляет менее 5%.

8. Тестирование ПО в целом на предмет способности находить лучшие результаты по сравнению с известными дало снижение взлётной массы для БП-1 и БП-2 соответственно 10% и 16%.

9. Применение комплекса методик «*test-opt*» к анализу проектных переменных существующих БП-1 и БП-2 и полученных в результате оптимизации показало, что рассмотренные реальные и виртуальные проекты находятся в области оптимальных решений.

10. Специальные вычислительные эксперименты показали, что учёт продольной устойчивости в расчёте взлётной массы сокращает время оптимизационных расчётов вдвое. Дополнительно к этому включение оценочного значения взлётной массы в вектор проектных переменных даёт сокращение времени расчётов в 3 раза. Суммарно обе инновации сокращают время поиска оптимального проекта в 6 раз, доводя его до величины менее 1 часа в рассматриваемых задачах.

Перспективы дальнейшей разработки темы

Полученные результаты могут быть использованы для дальнейшей разработки методов оценки массы конструкций ЛА с нетрадиционными компоновками на основе методов строительной механики и безразмерного критерия силового совершенства конструкций, а также с учётом аэроупругих явлений.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ ОПУБЛИКОВАНО

В изданиях, входящих в перечень ВАК:

1. Комаров, В.А. Автоматизация концептуального проектирования и модификации беспилотных летательных аппаратов самолётного типа с использованием междисциплинарной

оптимизации и эволюционных алгоритмов. Часть 1: Методы и модели / В.А. Комаров, О.Е. Лукьянов, **В.Х. Хоанг** [и др.] // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2024. – Т. 23. – №3. – С. 42–57.

2. Комаров, В.А. Автоматизация концептуального проектирования и модификации беспилотных летательных аппаратов самолётного типа с использованием многодисциплинарной оптимизации и эволюционных алгоритмов. Часть 2: Результаты и анализ / В.А. Комаров, О.Е. Лукьянов, **В.Х. Хоанг** [и др.] // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2024. – Т. 23. – №4. – С. 48–64.

3. Лукьянов, О.Е. Снижение энергетических затрат беспилотного летательного аппарата вертикального взлёта и посадки с использованием гибридных технических решений / О.Е. Лукьянов, **В.Х. Хоанг**, В.А. Комаров [и др.] // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2024. – Т. 23. – №1. – С. 38–54.

В изданиях, индексируемых в базе Scopus:

4. Lukyanov, O. Atmospheric Aircraft Conceptual Design Based on Multidisciplinary Optimization with Differential Evolution Algorithm and Neural Networks / O. Lukyanov, **V.H. Hoang**, E. Kurkin, J.G. Quijada-Pioquinto // Drones. –2024. – Vol. 8. – Issue 8. – p. 388.

В прочих изданиях:

5. Хоанг, В.Х. Выбор параметров облика несущей системы беспилотного летательного аппарата самолётного типа с использованием алгоритма дифференциальной эволюции / **В.Х. Хоанг**, О.Е. Лукьянов, В.А. Комаров // Управление движением и навигация летательных аппаратов: сб. тр. XXVI Всерос. семинара по управлению движением и навигации летат. аппаратов (Самара, 14 - 16 июня 2023 г.). - Самара: Изд-во Самар. ун-та, 2023. - С. 177–182.

6. Хоанг, В.Х. Решение задачи продольной балансировки беспилотного летательного аппарата методами нелинейного математического программирования с помощью межплатформенной связи PYTHON и AVL / **В.Х. Хоанг**, О.Е. Лукьянов, В.А. Комаров // XVII Королевские чтения: Всерос. молодеж. науч. конф. с междунар. участием, посвящ. 35-летию со дня первого полета МТКС "Энергия –Буран": [материалы конф.]: в 2 т. /- Самара: Изд-во Самар. ун-та, 3–5 окт. 2023 г. - Т. 1. - С. 130.

7. Hoang, V.H. Acceleration of the convergence of the iterative solution for the aircraft's sizing equation when optimizing its parameters // **V.H. Hoang**, О.Е. Lukyanov // 22-st International Conference on the Methods of Aerophysical Research, Novosibirsk, Russia, July 1 – 5, 2024: Abstracts. Pt. II / Ed. E.I. Kraus; Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation: on [et al.]. – Novosibirsk: SB RAS, 2024. № 22 (2).– p. 75–77.