

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования «Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)»

На правах рукописи



Арувелли Сергей Витальевич

**Методика определения облика управляемой планирующей парашютной
грузовой системы под параметры транспортной операции**

Специальность:

05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов

Диссертация на соискание учёной степени кандидата технических наук

Научный руководитель:

доктор технических наук, профессор

Долгов Олег Сергеевич

Москва – 2020

Оглавление

Введение.....	4
Глава 1. Состояние проблемы и постановка задачи исследования.....	16
1.1. Обзор и анализ состояния работ по управляемым планирующим парашютным грузовым системам	16
1.2. Параметризация облика управляемой планирующей парашютной грузовой системы	51
1.3. Требования к управляемым планирующим парашютным грузовым системам.....	54
1.4. Постановка задачи исследования	60
1.5. Заключение	63
Глава 2. Математическое моделирование управляемой планирующей парашютной грузовой системы	66
2.1. Математическая модель конструкции и прочности парашютной системы..	69
2.2. Математическая модель процесса наполнения крыла парашюта.....	79
2.3. Математическая модель аэродинамики.....	87
2.4. Математическая модель установившегося режима полёта в продольном движении управляемой планирующей парашютной грузовой системы	104
2.5. Математическая модель динамики полёта управляемой планирующей парашютной грузовой системы	113
2.6. Математическая модель функционирования управляемой планирующей парашютной грузовой системы	121
2.7. Заключение	123
Глава 3. Методика определения облика управляемой планирующей парашютной грузовой системы под параметры транспортной операции.....	125
3.1. Общее описание методики определения облика управляемой планирующей парашютной грузовой системы	126
3.2. Выбор метода оптимизации.....	135

3.3. Выбор критериев оптимальности управляемой планирующей парашютной грузовой системы	141
3.4. Постановка задачи многодисциплинарной многокритериальной оптимизации облика управляемой планирующей парашютной грузовой системы	148
3.5. Валидация методики	150
3.6. Определение влияния конструктивных параметров на характеристики управляемой планирующей парашютной грузовой системы.....	156
3.7. Заключение	167
Глава 4. Оценка эффективности методики определения облика управляемой планирующей парашютной грузовой системы	168
4.1. Постановка задачи определения облика управляемой планирующей парашютной грузовой системы	168
4.2. Результаты расчета	180
4.3. Анализ полученных результатов расчета.....	194
4.4. Заключение	201
Заключение	202
Список сокращений и условных обозначений.....	205
Список литературы	208
Приложения	227
Приложение А. Копии актов о внедрении результатов диссертационной работы.....	227

Введение

Актуальность темы исследования

В настоящее время возрастает потребность в применении управляемых планирующих парашютных грузовых систем (УППГС) в связи с активным освоением Арктики и других труднодоступных районов, необходимостью беспосадочной доставки грузов в районы стихийных бедствий, в горячие точки и для проведения поисково-спасательных операций, наблюдается общая тенденция к увеличению роли десантных операций вооружённых сил.

В связи с расширением областей применения УППГС растут потребности в разработке и улучшении методик их проектирования. Одним из наиболее перспективных направлений, призванным удовлетворить эти потребности и повысить эффективность разработки, является использование при проектировании таких систем методов многокритериальной и междисциплинарной оптимизации, позволяющих перейти от решения отдельных локальных задач к комплексной междисциплинарной системе определения облика УППГС. Такой подход позволяет адекватно оценить функционирование сложной технической системы в реальных и прогнозируемых условиях эксплуатации. Однако переход от традиционных методик проектирования УППГС к междисциплинарному подходу оптимального проектирования сопровождается необходимостью математического моделирования функционирования системы с высокой точностью и учёта эффектов, обусловленных динамикой полёта системы груз-парашют. Поэтому расчётно-теоретическое определение характеристик и оптимизацию конструктивных параметров УППГС необходимо проводить на базе комплексной математической модели функционирования системы груз-парашют, адаптированную к оптимизационным расчётам и учитывающую заданные требования и ограничения, междисциплинарные связи и динамику посадочного манёвра.

Конструкции УППГС, спроектированные с помощью существующих методик, не вполне удовлетворяют современным требованиям к высокоточным

системам доставки грузов десантированием. Проектирование традиционными способами подразумевает большие экономические и временные затраты. Разработка методики определения облика УППГС тесно связана с целым рядом теоретических и практических вопросов, удовлетворительное решение которых до настоящего времени не получено. Это объясняется, прежде всего, тем, что традиционные методики базируются на решении отдельных дисциплинарных задач, а принятие решений чаще всего основывается на интуитивных методах, а не на формальных математических методах поиска оптимальных проектных решений.

Среди ведущих предприятий авиационной и космической отраслей наблюдается устойчивая тенденция к переходу и использованию методов междисциплинарной оптимизации и высокоточного математического моделирования. Внедрение научных достижений по указанным направлениям в область разработки парашютных систем (ПС) создаёт предпосылки перехода от традиционных методов проектирования к парадигме высокоточного оптимального проектирования, что обеспечивает повышение точности прогнозирования характеристик разрабатываемых ПС, снижение рисков проектов и сокращение финансовых и временных затрат на процесс разработки.

Актуальность работы заключается в том, что разработанная методика позволяет повысить эффективность проектирования УППГС, оптимизировать конструкцию по нескольким критериям под заданную транспортную операцию и достигнуть улучшения требуемых характеристик для решения широкого круга важных практических задач точного десантирования грузов, востребованных в транспортной и военных отраслях.

Актуальность диссертационного исследования обусловлена следующими факторами:

1. Проблема определения облика УППГС затрагивает большую номенклатуру прикладных задач, связанных с доставкой грузов десантированием.
2. Необходимость повышения эффективности авиационных транспортных систем и транспортных операций, включающих десантирование грузов.

3. Необходимость применения УППГС в составе транспортных систем в широком диапазоне погодных условий для точного приземления груза в заданную точку.

4. Перспективным направлением развития методов проектирования УППГС является переход от решения отдельных локальных (дисциплинарных) задач к созданию комплексных многодисциплинарных систем определения облика, применение и внедрение методов многодисциплинарной и многокритериальной оптимизации.

5. Необходимость оптимизации конструкции УППГС под определённый тип транспортных операций, используемых при решении ключевых проблем доставки грузов.

Разработка методики определения облика УППГС с учётом специфики транспортной операции является актуальной задачей, решение которой позволит увеличить эффективность авиационных транспортных систем и транспортных операций, включающих десантирования грузов.

Степень разработанности темы исследования

Основы для методик расчёта и проектирования планирующих ПС были заложены во второй половине 20-го века на базе методов проектирования ПС с круглым куполом. Основные принципы расчёта ПС и парашютов без аэродинамического качества были подробно рассмотрены Лобановым Н.А. [33]. Базовым вопросам проектирования и расчёта традиционных грузовых ПС посвящена работа Стасевича Р.А. [45].

Методология формирования облика ПС для тяжёлых и сверхтяжёлых грузов, анализ технико-экономических критериев и эффективности парашютной техники, вопросы применения математических моделей при проектировании ПС, математические модели и методы исследования формообразования, аэродинамики, аэроупругости и прочности парашютов, динамики системы груз-парашют освещены в работах Лялина В.В., Морозова В.И., Пономарева А.Т. [34] и Рысева О.В., Пономарева А.Т., Васильева М.И. и др. [42].

Подробная методология проектирования, изготовления и испытания парапланерной техники, отдельные аспекты которой можно применять при проектировании планирующих ПС, представлена в работе Иванова П.И. [23].

Анализ влияния различных конструктивных параметров на лётно-технические характеристики (ЛТХ) и устойчивость планирующих парашютов, отдельные проблемы проектирования планирующих ПС с учётом требований, предъявляемых к высокоточным системам доставки грузов рассмотрены в работах Lingard J.S. [106, 108]. Системному описанию методов расчёта и проектирования ПС для различных применений посвящены работы Кнаске Т.В. и др. [79, 103]. Актуальные разработки в области высокоточных систем доставки грузов на основе планирующих ПС, алгоритмы наведения, навигации и управления, математические модели динамики и подходы к управлению УППГС описаны, систематизированы и проанализированы в работе под редакцией Yakimenko O.A. [186].

В текущей практике проектирования ПС используются методы математического моделирования, которые позволяют рассчитывать необходимые характеристики в короткие, по сравнению со временем получения экспериментальных данных, сроки. Это позволяет модифицировать конструкцию ПС по результатам моделирования в процессе проектирования и тем самым получать более совершенную конструкцию без длительных и затратных экспериментальных исследований влияния различных конструктивных параметров планирующего парашюта на его характеристики. Однако процесс поиска оптимального проектного решения на основе таких расчётов обычно основывается на интуитивных методах, поэтому эффективность оптимизации с точки зрения затраченного времени и качества полученного результата в значительной степени зависят от квалификации и опыта проектировщика системы.

Разработки формальных математических методов поиска оптимального проектного решения является актуальной современной задачей. В связи со сложным характером зависимости критериев оптимальности системы от множества конструктивных параметров планирующей ПС и длительностью расчёта характеристик системы традиционными методами, универсальные методы

оптимизации плохо подходят для решения поставленной задачи. Методика определения облика УППГС на основе оптимизационных алгоритмов должна учитывать особенности конструкции планирующих ПС, формулировку и количество критериев оптимизации, методика должна быть легко перестраиваемой и гибкой при введении в рассмотрение дополнительных условий и должна приводить к требуемому результату за минимально возможные сроки.

Необходимость в разработке таких методик определения оптимального облика также диктуется современным состоянием отрасли парашютостроения. Вводятся всё новые требования и нормы по надёжности и эффективности парашютной техники, а разработанные 20-25 лет назад методы проектирования планирующих парашютов уже не позволяют добиться требуемых результатов.

В последние годы наблюдается значительное увеличение количества научных публикаций по тематике многодисциплинарной оптимизации параметров техническим систем авиакосмической отрасли [59, 80, 110, 117, 133, 155, 187].

Однако направление проектирования УППГС с помощью методов многодисциплинарной многокритериальной оптимизации исследовано недостаточно. В открытых источниках недостаточно полно разработаны методики, основанные на современных методах многодисциплинарной и многокритериальной оптимизации, в обеспечение создания УППГС. В связи с этим существует необходимость в разработке методики определения облика УППГС, базирующейся на современном методологическом аппарате.

Цели и задачи исследования

Цель работы – разработка методики определения облика управляемой планирующей парашютной грузовой системы на основе эволюционного алгоритма и многодисциплинарной архитектуры оптимизации, учитывающей специфику транспортной операции и позволяющей оптимизировать конструкцию по нескольким критериям.

Поставленная цель достигается последовательным решением следующих **задач**:

1. Параметризация конструкции УППГС, формализация требований транспортных операций к УППГС и ограничений, накладываемых условиями эксплуатации высокоточных авиационных систем доставки грузов.

2. Разработка математической модели функционирования УППГС на основе существующих моделей УППГС и валидация моделей путём сравнения результатов математического моделирования с экспериментальными данными.

3. Разработка методики определения облика УППГС под параметры транспортной операции и её валидация путем сравнения рассчитанных характеристик УППГС с характеристиками, заявленными производителями.

4. Проведение вычислительного эксперимента по определению влияния конструктивных параметров на характеристики УППГС.

5. Оценка эффективности разработанной методики путем решения задач определения облика УППГС.

Объектом исследования является управляемая планирующая парашютная грузовая система.

Предметом исследования является применение эволюционных алгоритмов и многодисциплинарных архитектур оптимизации для решения задачи определения облика управляемой планирующей парашютной грузовой системы.

Научная новизна

Научная новизна диссертации заключается в создании методики определения облика УППГС на основе многокритериального генетического алгоритма и архитектуры многодисциплинарной оптимизации. Методика допускает трансформацию вектора целевых функций и позволяет найти оптимальный по нескольким критериям вектор конструктивных параметров под цели и требования транспортной задачи.

Также научная новизна диссертации заключается в том, что:

– разработана математическая модель функционирования УППГС, особенностями которой являются адаптированность к оптимизационным расчётам,

учёт междисциплинарных связей и эффекта динамического торможения при оценке скорости приземления;

– предложено алгоритмическое согласование многодисциплинарных методов, что позволяет ускорить процесс проектирования УППГС и повысить его эффективность за счёт многомерной оптимизации проектных параметров по сравнению с традиционными подходами, где проектирование ведётся последовательно по дисциплинам, после чего следует этап их согласования.

Теоретическая и практическая значимость работы

Теоретическая значимость работы заключается в создании методики решения задачи определения облика УППГС с учётом требований и ограничений транспортной операции, в общей постановке и решении задачи многодисциплинарной многокритериальной оптимизации облика УППГС на базе численных методов и обобщений известных решений в области проектирования УППГС.

Практическая значимость диссертационной работы заключается в том, что разработанная методика определения облика УППГС позволяет при наличии технико-экономических ограничений определить оптимальный по заданным критериям облик системы и принять решение при наличии нескольких критериев оптимальности. Разработанные алгоритмы и программная реализация решения задачи определения облика УППГС, позволяют при проектировании УППГС:

- повысить качество проектно-конструкторских работ по созданию УППГС;
- снизить финансовые и материальные затраты;
- сократить время этапа предварительного проектирования за счёт широкого использования современных методов оптимизации, математического моделирования и средств компьютерного моделирования;
- сформулировать целевые рекомендации по определению облика УППГС.

На базе разработанных процедур, моделей и методики может быть создана система автоматизированного проектирования УППГС, которая может быть использована в НИИ и ОКБ авиационной промышленности при разработке

комплексных систем автоматизированного проектирования и при подготовке специалистов по проектированию парашютной техники в авиационных учебных заведениях.

Разработанная методика определения облика УППГС может быть использована как в процессе проектирования новых парашютных систем с улучшенными характеристиками, так и для модернизации старых конструкций путём переработки отдельных элементов системы.

Методология и методы научного исследования в диссертации

При формализации требований и ограничений, моделировании УППГС, проведении вычислительных экспериментов и анализе полученных данных используются расчётно-теоретические методы исследования.

Декомпозиция задач, построение математических моделей и алгоритмов, анализ результатов базируются на принципах системного анализа [39].

При разработке математической модели функционирования УППГС применяются методы математического моделирования.

Математическая задача отыскания оптимальных значений конструктивных параметров УППГС поставлена как задача многокритериальной оптимизации в смешанно целочисленной постановке и решается математическими методами оптимизации.

Решение задач диссертационной работы базируется на следующих **методах исследования**:

- методах математического моделирования статических и динамических систем (моделирование УППГС);
- численных методах (решение дифференциальных уравнений, описывающих функционирование УППГС);
- математических методах оптимизации (решение оптимизационной задачи определения облика УППГС): многокритериальный генетический алгоритм NSGA-II в смешанно целочисленной постановке задачи, монолитная архитектура полностью интегрированной многодисциплинарной оптимизации MDF. Алгоритм классифицируется как стохастический глобальный метод поиска решения;

- методах программирования оптимизационных алгоритмов (реализация алгоритма методики в виде программы);
- методах автоматизированного проектирования (построение методики определения облика УППГС).

Положения, выносимые на защиту

На защиту выносятся следующие **научные положения**:

- математическая модель функционирования УППГС, определяющая характеристики системы по заданным требованиям транспортной операции;
- методика определения облика УППГС под параметры транспортной операции на основе многокритериального генетического алгоритма и архитектуры многодисциплинарной оптимизации при наличии нелинейных ограничений в смешанно целочисленной постановке задачи оптимизации.

Внедрение результатов работы

Практическая значимость подтверждается тем, что результаты работы были использованы в программе ДПО МАИ с АО «НИИ Парашютостроения» и внедрены в организациях, связанных с проблемами десантирования полезной нагрузки, ПАО «ТАНТК им. Г.М. Бериева», ПАО «Ил», «Федерация спорта сверхлегкой авиации России» (приложение А).

Степень достоверности результатов

Достоверность разработанной методики определения облика УППГС и полученных на её основе результатов обеспечивается обоснованностью принятых исходных предпосылок и допущений, адекватным применением сертифицированных пакетов прикладного программного обеспечения (MATLAB). Достоверность подтверждается верификацией и валидацией используемых математических моделей, проверкой методики на адекватность, заключающейся в сравнении полученных расчётным путём характеристик с характеристиками существующих УППГС. При этом отклонение в значениях между расчётными и заявленными производителями параметрами и характеристиками не превышает $\pm 8.3\%$. Результаты и выводы работы согласуются с результатами исследований других авторов.

Апробация результатов работы

Основные положения работы были доложены и обсуждены на следующих научно-технических конференциях:

- 15-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2016»;
- XLV Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения – 2019»;
- 54-е Научные чтения памяти К.Э. Циолковского;
- 18-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2019».

Публикации автора по теме диссертации

Основные положения и результаты работы опубликованы автором в четырёх научных статьях [7, 8, 11, 13] в рецензируемых научных изданиях, рекомендованных ВАК при Министерстве науки и высшего образования РФ, а также содержатся в тезисах докладов (9 работ) на научно-технических конференциях всероссийского и международного значения [3–6, 9, 10, 12, 14, 15].

Соответствие паспорту специальности

Выполненная научно-исследовательская работа соответствует областям исследований паспорта специальности 05.07.02: 1 «Разработка методов проектирования и конструирования, математического и программно-алгоритмического обеспечения для выбора оптимальных облика и параметров, компоновки...» и 3 «Разработка методов поиска оптимальных конструкторско-технологических решений на ранних стадиях проектирования ЛА».

Структура и объем работы

Диссертационная работа состоит из введения, четырёх глав, заключения, списка литературы (195 наименований работ отечественных и зарубежных авторов) и одного приложения. Общий объем диссертации – 230 страниц, включая 14 таблиц и 66 рисунков.

Во **введении** обоснована актуальность диссертационного исследования и приведён краткий обзор состояния проблемы проектирования и определения облика УППГС, сформулированы цель и задачи исследования, научная новизна,

теоретическая и практическая значимость работы, дана общая характеристика диссертации.

В первой главе выделены задачи, решаемые с помощью УППГС. Сформулировано направление развития перспективных авиационных транспортных систем – применение УППГС для десантирования отработанных аккумуляторов электрического самолёта с целью увеличения его дальности. Приведён обзор и анализ состояния работ по тематике УППГС. Приведены основные нерешённые проблемы, направления развития УППГС и методов их проектирования.

Представлен анализ конструкции УППГС и предложена схема параметризации конструкции УППГС. Формализованы требования и ограничения транспортных операций, накладываемые на конструкцию УППГС. Сформулирована постановка задачи диссертации в вербальной и математической формах в терминах нелинейного математического программирования.

Вторая глава посвящена разработке и описанию математической модели функционирования УППГС, адаптированной к оптимизационным расчётам. Описаны математические модели УППГС, необходимые для реализации методики определения облика УППГС. Рассмотрены допущения и ограничения, принятые при описании моделей. Проведена валидация применяемых математических моделей.

Третья глава посвящена разработке и описанию методики определения облика УППГС под параметры транспортной операции, учитывающей множество ограничений, накладываемых условиями применения системы. Приведены классификация и описание критериев оптимальности УППГС, постановка задачи оптимизации конструктивного облика УППГС и формализованное пространство решений, обоснование выбора методов оптимизации. Описан процесс валидации методики. Проведен полный факторный вычислительный эксперимент по определению влияния конструктивных параметров на критерии оптимальности УППГС.

Четвёртая глава посвящена апробации и оценке эффективности методики на ряде прикладных задач по определению облика УППГС для точной доставки грузов в труднодоступные районы, для осуществления транспортной операции по беспосадочной доставке грузов на участке «последней мили», для десантирования аккумуляторов электрического самолёта.

В заключении приведены основные положения диссертации, характеризующие её научное содержание как разработку методики определения облика УППГС под параметры транспортной операции, а также даны предложения по её дальнейшему использованию.

В приложение вынесены материалы о внедрении результатов работы.

Глава 1. Состояние проблемы и постановка задачи исследования

1.1. Обзор и анализ состояния работ по управляемым планирующим парашютным грузовым системам

Задачи, решаемые с помощью управляемых планирующих парашютных грузовых систем

Планирующие ПС широко используются в настоящее время в высокоточных авиационных системах доставки грузов и в составе различных авиационных систем, требующих точного десантирования полезной нагрузки. Возможность планирующего полёта и высокие манёвренные характеристики выделяют парашюты такого типа по сравнению с другими для целей точной доставки грузов. Однако, конструктивные особенности парашюта в форме крыла и большое количество конструктивных параметров делают процедуру проектирования парашютных систем такого типа затруднительной. В случаях, когда требуются высокие тактико-технические характеристики и минимальная стоимость изделий, проблематика определения оптимального облика системы выходит на первый план.

Круг задач, решаемых с помощью управляемых планирующих парашютных грузовых систем (УППГС), непрерывно расширяется. УППГС применяются как для десантирования и спасения объектов авиационной ракетно-космической техники, так и для решения различных народно-хозяйственных задач. На первых этапах развития планирующих ПС при проектировании ориентировались на решение военно-прикладных задач [186, с. 10–11], таких как:

– обеспечение точного снабжения отрядов специального назначения, своевременного и оперативного снабжения наступающих войск; поддержка воздушно-десантных операций и разведки; обозначение площадок приземления; поставка снаряжения в районы боевых действий;

- развёртывание акустического сенсорного оборудования, датчиков ядерных, биологических и химических угроз и радиоэлектронной техники на поле боя;
- точная доставка военно-полевой почты.

Однако в настоящее время с помощью УППГС решаются такие задачи, как:

- беспосадочная доставка грузов авиационными носителями и систематическое снабжение труднодоступных и удалённых районов, доставка снаряжения и оборудования в горные районы;

- доставка поисково-спасательных отрядов и снаряжения в районы, недоступные для посадочного способа доставки или обычного десантирования с неуправляемыми парашютными системами (высокогорные районы, районы с большими лесными массивами, густонаселённые городские районы);

- гуманитарная помощь, помощь в случае стихийных бедствий в труднодоступных и неподготовленных зонах выброски, поставка оборудования и снаряжения для аварийно-спасательных служб в зонах бедствия;

- оперативная доставка медикаментов, биоматериалов и крови, различного медицинского оборудования;

- десантирование снаряжения для поисково-спасательных операций;

- высокоточная доставка спасательных шлюпок и буёв на море;

- доставка различного оборудования для развёртывания радио- и видеооборудования, различных систем мониторинга.

- спасение космических спускаемых аппаратов, частей ракет и др.

Также можно выделить отдельный класс задач, которые не связаны с десантированием грузов и в которых непосредственно используются планирующие ПС:

- системы подъёма груза с помощью буксируемого планирующего парашюта (для военно-морских и наземных систем мониторинга, разведки и ряда других применений);

– системы генерации электроэнергии с помощью планирующего парашюта (движение парашюта используется для выработки электроэнергии или для подъёма на заданную высоту ветрогенераторов и других устройств).

В настоящее время возникают новые задачи, которые требуют принципиально новых решений. Одним из направлений, подтверждающих перспективность исследований, является задача применения УППГС в транспортных системах нового поколения.

Применение УППГС в транспортных системах нового поколения

В настоящее время в авиастроении много внимания уделяется топливной эффективности и экологичности перевозок пассажиров и грузов, корпорации проводят исследования и испытания электрических самолётов. В 2019 г. на Международном авиакосмическом салоне Ле-Бурже израильская компания Eviation представила полностью электрический пассажирский самолёт Eviation Alice, пассажироместимостью до 11 человек и максимальным взлётным весом 6350 кг [191]. Крупнейшие авиастроительные компании также работают над проектами электросамолётов – в сотрудничестве компаний Airbus, Rolls-Royce и Siemens разрабатывается гибридный электрический самолёт E-Fan X [192]. Электросамолёты обладают рядом перспектив – экологичностью (нулевые выбросы, низкий уровень шума и низкое тепловыделение) и высоким КПД силовой установки.

Однако проблема полностью электрических самолётов состоит в ограниченной дальности, обусловленной малой ёмкостью существующих аккумуляторов по сравнению с авиационными видами топлива и состоянием аккумуляторных технологий [116]. Помимо этого, у электросамолётов при выработке энергии аккумуляторов масса самолёта не снижается, что ведёт к потерям в дальности.

Несмотря на стремительное развитие аккумуляторных технологий, скорости их развития недостаточно, чтобы в обозримом будущем вывести электрические

самолёты на уровень характеристик самолётов, работающих на авиационном топливе. Поэтому существует необходимость в разработке способов эксплуатации электрических самолётов, которые позволят увеличить возможную дальность и уменьшить разрыв в лётно-технических характеристиках по сравнению с обычными самолётами без полной зависимости от технологии электрических аккумуляторов.

Для оценки технической дальности электрических самолётов можно использовать формулу Бреге, модифицированную для случая самолёта с электрической силовой установкой и применением аккумуляторов в качестве источника энергии:

$$L = E^* \eta \frac{1}{g} K \frac{m_{ак}}{m} \quad (1)$$

где L – дальность, м;

E^* – удельная энергоёмкость аккумуляторов, Дж/кг;

η – полный КПД силовой установки (от энергии элемента аккумулятора до выходной энергии двигателя);

K – аэродинамическое качество;

$m_{ак}$ – масса аккумуляторов, кг;

m – максимальная взлётная масса самолёта, кг.

Дальность при полной нагрузке самолёта, рассчитанная по формуле (1), приведена в виде графика на рисунке 1 в зависимости от удельной энергоёмкости аккумуляторов, аэродинамического качества и относительной массы аккумуляторов. На графике изображены значения технически возможных энергоёмкостей аккумуляторов в настоящее время и с учётом прогноза развития технологий [49, 60, 190], а также область относительных масс аккумуляторов, соответствующая диапазону относительных масс топлива существующих

самолётов: $\frac{m_{ак}}{m} = \frac{m_m}{m} = 0.1...0.45$.

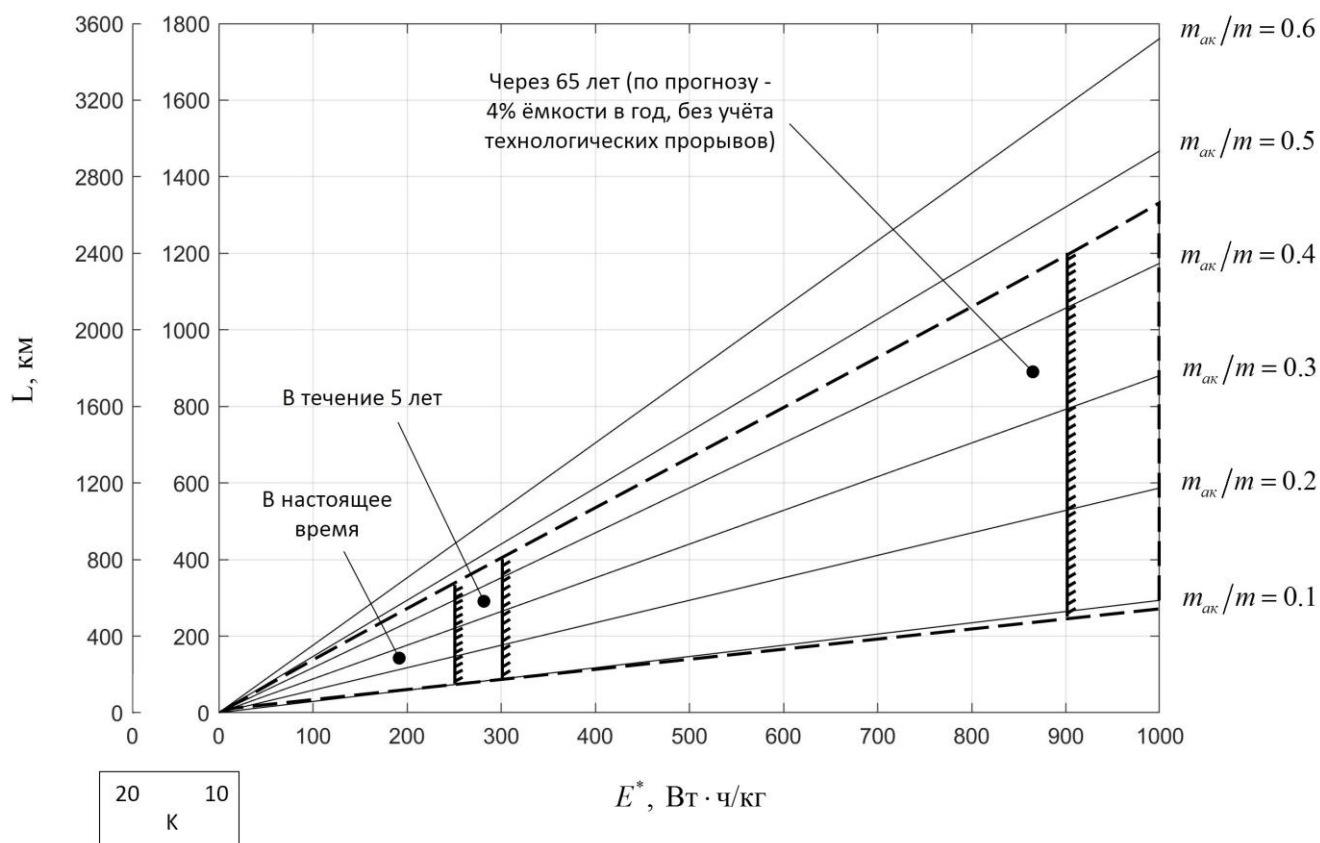


Рисунок 1 – Дальность электрического самолёта в зависимости от удельной энергоёмкости аккумуляторов, аэродинамического качества и относительной массы аккумуляторов

Согласно графика, максимальная теоретическая дальность электрического самолёта с аэродинамическим качеством $K = 20$ и $\frac{m_{ак}}{m} = 0.4$, на борту которого используются существующие на момент 2020 г. аккумуляторы [146, 190], составляет 587 км. Такая дальность является недостаточной для применения электрических самолётов для региональных авиаперевозок. Для достижения дальности в 2100 км, соответствующей региональному назначению самолёта, необходима удельная энергоёмкость аккумуляторов $E^* = 900$ Вт·ч/кг, что выходит за рамки обозримого будущего при текущих темпах развития аккумуляторных технологий.

Такая особенность электрического самолёта, как неизменность массы на протяжении полёта ведёт к существенным потерям дальности по сравнению с аналогичным самолётом, работающим на авиационном топливе, что особенно критично для дальнемагистральных самолётов. Этот недостаток может быть

скомпенсирован дополнительными источниками энергии либо различными методами увеличения эффективности самолёта.

Одним из вариантов увеличения дальности электросамолётов является уменьшение массы во время полёта. Требуемое уменьшение массы можно обеспечить десантированием во время полёта отработанных блоков аккумуляторов посредством УППГС на заранее заданных точках маршрута.

Дальность электрического самолёта при десантировании аккумуляторов можно вычислить по следующей зависимости:

$$L = E^* \eta \frac{1}{g} K \sum_{i=1}^{1/n} \frac{nm_{ак}}{m - (i-1)nm_{ак}} \quad (2)$$

где $n = \frac{1}{N+1}$ – число, обратное количеству этапов полёта самолёта с различной

массой аккумуляторов на борту;

N – количество сбрасываний аккумуляторов на протяжении полёта.

На рисунке 2 приведён график зависимости прироста дальности от количества сбросов аккумуляторов во время полёта и относительной массы аккумуляторов, построенный по зависимости (2). Осуществление большего количества сбросов аккумуляторов за полёт, подразумевающее использование более лёгких блоков аккумуляторов, увеличивает прирост максимально возможной дальности.

В соответствии с графиком функция прироста дальности наиболее существенно возрастает при количестве сбросов N за время полёта в промежутке от 1 до 5. При количестве сбросов свыше пяти функция прироста дальности изменяется незначительно, поэтому осуществление большего количества сбросов нерационально.

В случае, если во время полёта самолёта при $\frac{m_{ак}}{m} = 0.4$ сбрасывается пять блоков аккумуляторов по мере их выработки, максимально возможная дальность увеличится на 22.3% по сравнению с тем же самолётом на том же маршруте, но без

осуществления сброса аккумуляторов, что является существенным приростом по сравнению с другими методами увеличения дальности.

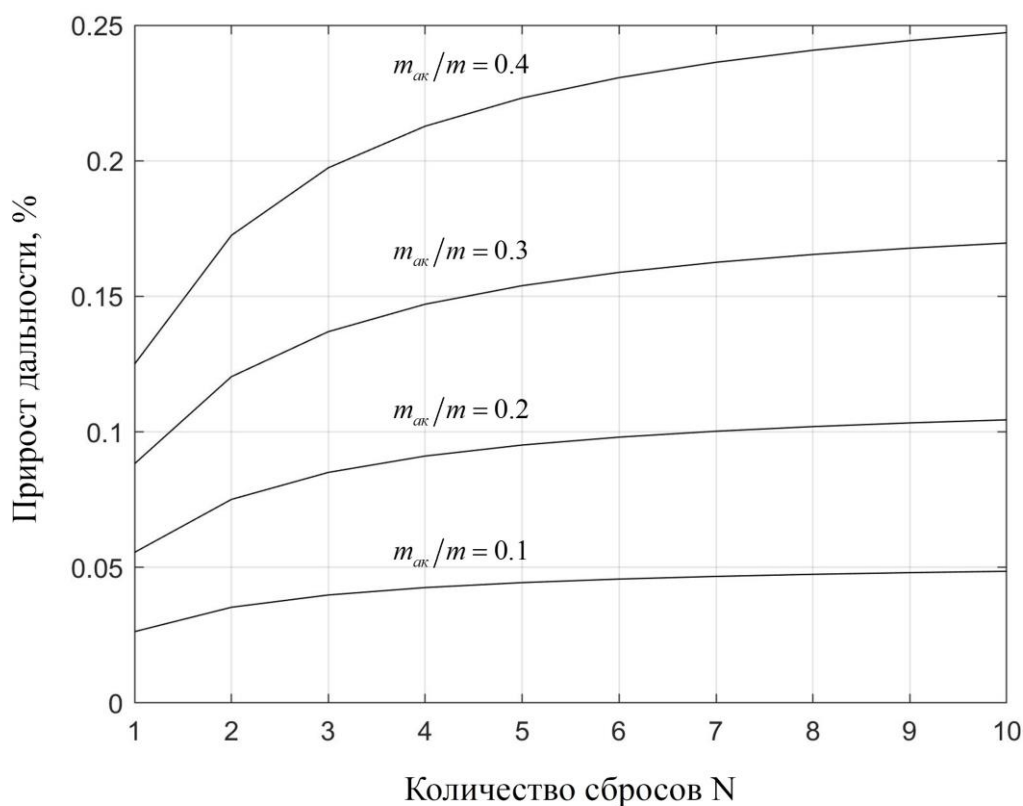


Рисунок 2 – Прирост дальности электрического самолёта в зависимости от количества этапов сброса аккумуляторов и относительной массы аккумуляторов

Таким образом, увеличение дальности электрических самолётов путём десантирования аккумуляторов посредством высокоточных УППГС является рациональным при количестве сбросов за полёт от двух до пяти.

Другой перспективной проблемой является задача обеспечения безопасности полётов электрических самолётов. При возгорании аккумуляторов на борту электрического самолёта во время полёта их тушение штатными средствами невозможно. Невозможность обеспечения безопасности существующими методами может привести к пересмотру концепций конструирования и эксплуатации таких самолётов. Решением данной проблемы может быть использование УППГС для отделения аккумуляторов от самолёта и их точного приземления в заданную точку. УППГС изготавливается из термостойких материалов, таких как углестеклоткань и углестеклолента, сохраняющих работоспособность при температурах до 1800-2300°C [17, 18]. Также УППГС

может использоваться в качестве аварийной системы для экстренного уменьшения массы электросамолёта в случае вынужденной посадки.

Описанные актуальные задачи десантирования грузов и ряд перспективных новых задач необходимо решать с использованием методик, учитывающих специфику транспортной операции и основанных на современном методологическом аппарате. Разработке такой методики и посвящена данная работа.

Конструкция управляемых планирующих парашютных грузовых систем

УППГС представляет собой наполняемое скоростным напором мягкооболочковое крыло, стропную и подвесную системы, бортовой блок управления и полезную нагрузку (груз) (рисунки 3-4). Для ввода основного парашюта планирующей ПС в поток из носителя используется вытяжной парашют. В состав планирующей ПС также могут входить устройства рифления парашюта, вытяжные и тормозные парашюты, различные резак и др.

Основные преимущества планирующих ПС: малый вес, возможность укладки в сравнительно небольшой объем произвольной формы, удобство транспортировки, высокие аэродинамические и лётно-тактические характеристики (высокое аэродинамическое качество, обеспечивающее планирование на большие расстояния, и высокие манёвренные качества, обеспечивающие приземление в заданную точку), высокая степень надёжности. Таким образом, планирующие парашюты обладают как свойствами жёсткого крыла, так и свойствами, присущими парашютной технике.

Конструктивно крыло – это мягкая секционированная двухоболочковая конструкция, работающая на растяжение. Планирующие парашюты имеют малое удлинение крыла $\lambda = 1.9 \div 3.5$ [186, с. 843–848]. Наиболее часто применяемая форма крыла в плане (с площадью до 90 м²) – прямоугольная. Выбор такой формы обусловлен технологической простотой и экономической эффективностью и тем, что парашюты планирующего типа с небольшой площадью крыла не имеют

достаточного количества секций, чтобы обеспечить плавный эллиптический контур крыла, который обеспечивается нервюрами разного размера по размаху крыла. Крылья прямоугольной формы обладают большей устойчивостью в режиме разворота по сравнению с эллиптическими – после снятия управляющего воздействия со строп прямоугольное крыло восстанавливает устойчивое прямолинейное планирование, а эллиптическое крыло необходимо возвращать с помощью управляющих воздействий. Это объясняется малым индуктивным сопротивлением эллиптического крыла, что облегчает вхождение в режим самовращения (авторотации). Однако прямоугольная форма крыла в плане имеет большое индуктивное сопротивление.

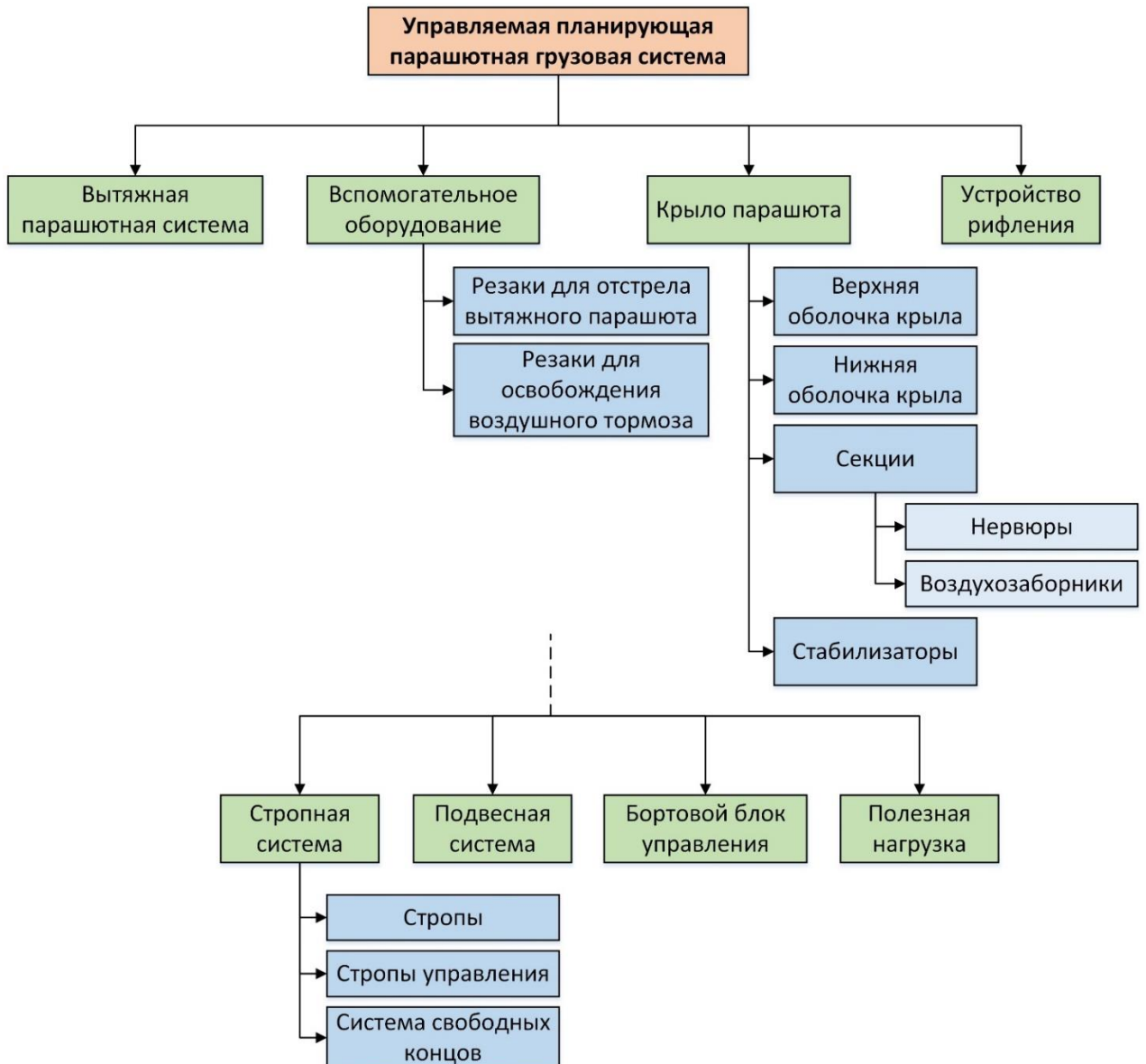


Рисунок 3 – Структурная схема управляемой планирующей парашютной грузовой системы

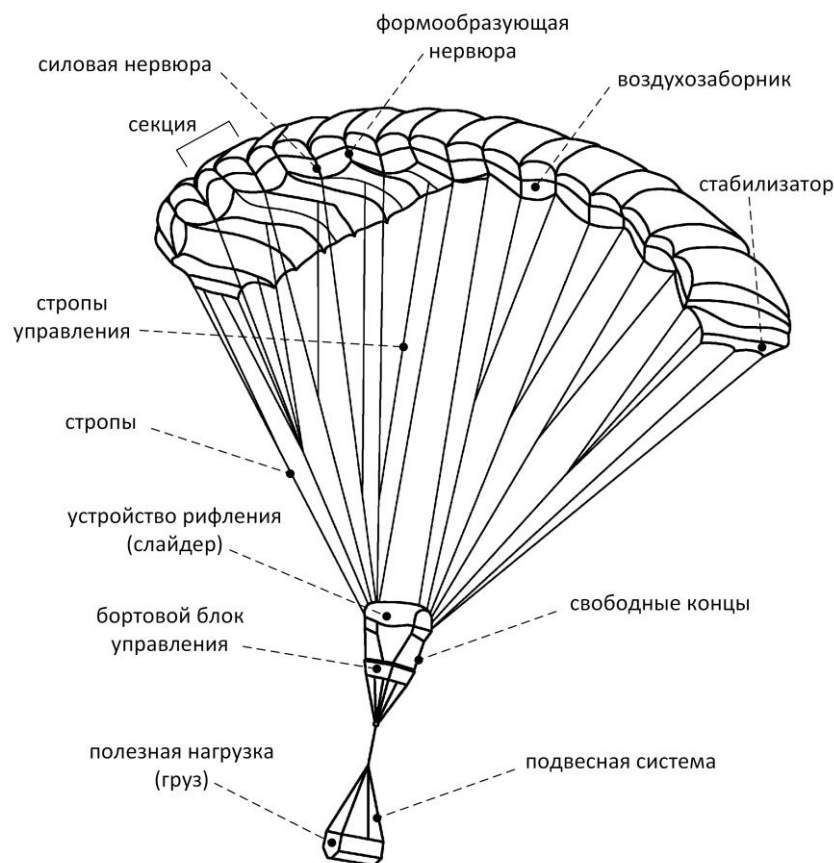


Рисунок 4 – Конструкция управляемой планирующей парашютной грузовой системы

Стропная система осуществляет связь полезной нагрузки с крылом, передачу аэродинамической нагрузки и поддерживает наполненное крыло. Стропная система сводится в систему свободных концов (райзеры), которая крепится к подвесной системе. Проектирование подвесной системы в настоящее время не является первостепенной задачей, потому что уже существует ряд оптимальных конструкций подвесных систем.

Соединение парашюта с грузом может осуществляться несколькими способами, определяющими количество степеней свободы системы:

- одноточечное соединение через вертлюг (девять степеней свободы), допускающее относительное вращение груза и парашюта по трём осям;

- двухточечное соединение (восемь степеней свободы), допускающее относительное вращение по рысканию и тангажу и ограничивающее вращение по крену;

– четырёхточечное соединение (семь степеней свободы), допускающее относительное вращение по рысканию и ограничивающее вращение по крену и тангажу.

Управление планирующим парашютом в полёте осуществляется отклонением задней кромки крыла через систему строп управления с помощью приводов. Обычно используются электрические приводы, которые проектируются таким образом, чтобы обеспечить заданный оптимальный закон управления. Управление поворотом осуществляется асимметричным отклонением строп управления, управление углом атаки и посадочным манёвром осуществляется симметричным отклонением строп.

Система груз-парашют должна сохранять в полете состояние устойчивого равновесия в определённом рабочем диапазоне углов атаки. Выход углов за этот диапазон приводит к складываниям фрагментов крыла. Выход системы на нерабочий диапазон углов атаки помимо других факторов существенно зависит от турбулентности атмосферы.

Материал планирующих парашютов рассчитывается на прочность по максимальным нагрузкам, возникающим в процессе раскрытия и наполнения крыла при десантировании с носителя, что подразумевает введение в действие на больших скоростных напорах и обеспечение неразрушения при раскрытии. Поэтому в конструкции используются прочные ткани, шнуры и ленты, что ведёт к менее аэродинамически гладкой поверхности и к ухудшению аэродинамических характеристик по сравнению с парапланами.

Конструкция крыла состоит из верхней и нижней оболочек, соединённых между собой нервюрами. Нервюры разделяют крыло на секции. Вдоль всего размаха крыла по передней кромке крыла размещаются воздухозаборники. Основной задачей воздухозаборника является поддержание постоянно наполненной формы крыла в полёте в рабочем диапазоне углов атаки за счёт избыточного давления, создаваемого и поддерживаемого скоростным напором набегающего потока.

Верхняя оболочка крыла обычно проектируется из воздухонепроницаемой ткани, а нижняя – из умеренно проницаемой ткани [34, с. 31]. Верхняя оболочка крыла является несущей, воспринимающей аэродинамическую нагрузку (поэтому чем более воздухонепроницаемая ткань, тем меньше потери давления внутри крыла). Нижняя оболочка крыла является формообразующей, её основной задачей является замкнуть нижнюю образующую профиля крыла. Аэродинамическая нагрузка, действующая на крыло, передаётся через силовые нервюры и стропную систему непосредственно на подвесную систему груза.

Профиль крыла, формирующий конфигурацию поперечного сечения, определяет основные аэродинамические характеристики крыла и лётно-технические характеристики системы. Профиль крыла формируется с помощью нервюр, которые делятся на силовые и формообразующие. Силовые нервюры профилируют требуемую геометрию профиля крыла и обеспечивают ему заданные аэродинамические характеристики, передают аэродинамическую нагрузку с верхней оболочки на стропную систему. Формообразующие нервюры формируют профиль крыла и уменьшают деформации верхней и нижней оболочек крыла, что существенно улучшает его аэродинамические характеристики. Формообразующие нервюры не передают аэродинамической нагрузки и поэтому не соединены стропами с подвесной системой.

Иногда используются косые (диагональные, наклонные) нервюры, которые совмещают в себе одновременно функции силовых и формообразующих нервюр.

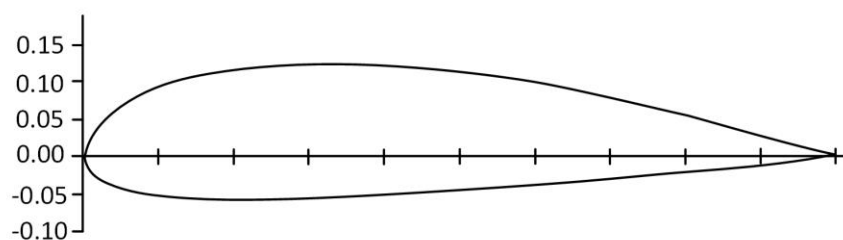
Нервюры изготавливаются из лёгкой, но достаточно плотной ткани. Силовые нервюры могут иметь силовой каркас, изготовленный из ткани или ленты, а также элементы усиления в точках крепления строп к нервюрам. В носовые части нервюр могут быть вшиты дополнительные жёсткие материалы, поддерживающие заданную при проектировании геометрическую форму профиля крыла при полёте в неблагоприятных условиях.

В нервюрах выполняются отверстия конструктивной воздухопроницаемости, что обеспечивает эффективное наполнение всех секций крыла во время раскрытия

и поддержание его формы в полете за счёт выравнивания внутреннего давления по всему размаху крыла.

В конструкции планирующих парашютов чаще всего используются профили типа Clark Y (рисунок 5) с максимальной толщиной профиля, равной 18% хорды (Clark YM-18), либо его модификации. Подавляющее большинство современных систем используют именно этот тип профиля [186, с. 843–848], так как его нижняя образующая имеет плоскую форму, что упрощает конструкцию парашюта и позволяет использовать стропы одинаковой длины. В некоторых современных конструкциях планирующих парашютов используется позаимствованная у планеров технология, в которой используется ряд низкоскоростных профилей (например, NASA LS1-0417).

1. Профиль Clark YM-18



2. Профиль NASA LS1-0417

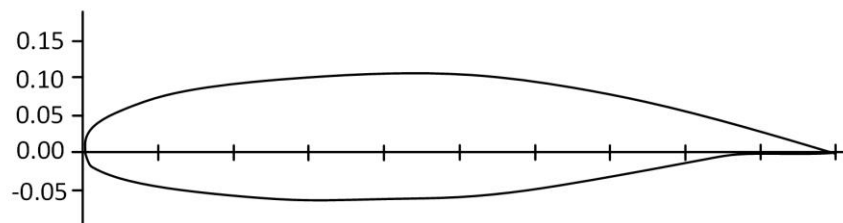


Рисунок 5 – Аэродинамические профили крыла планирующего парашюта

Несмотря на то, что различные профили отличаются друг от друга по характеристикам (по влиянию на скорость системы, её эффективность, управляемость и устойчивость), выбор профиля вторичен по сравнению с влиянием методов, используемых для преобразования набора профилей в крыло трёхмерной формы. Учитывая это, не рационально значительно изменять тип профиля от традиционных профилей планирующих парашютов, так как время и средства, затрачиваемые на разработку, могут быть использованы более эффективно в других направлениях.

Углом установки крыла ϑ_0 обеспечивается оптимальная балансировка планирующего парашюта в пространстве, подразумевающая надёжность функционирования ПС и наибольшее аэродинамическое качество. Угол установки крыла конструктивно обеспечивается разностью длин строп между первой (или второй) и последней силовой шеренгами.

Стропная система планирующих парашютов чаще всего выполняется по одно- или двухъярусной схеме. При двухъярусной схеме стропы первого яруса сходятся в узловые точки, к которым крепятся стропы второго яруса, которые переходят в систему свободных концов стропной системы. Стropы второго яруса имеют больший диаметр и бóльшую прочность. Каскадные схемы используются для уменьшения лобового сопротивления от стропной системы.

При изготовлении строп используют тонкий прочный шнур, имеющий минимальное удлинение под нагрузкой, что необходимо для сохранения симметрии элементов конструкции после нагружения относительно плоскости симметрии крыла.

Количество рядов строп в конструкциях современных систем варьируется от трёх до пяти рядов (чаще всего используются конструкции с четырьмя рядами) несущих силовых строп (не считая ряда строп управления). Количество рядов обусловлено необходимостью поддержания формы профиля нижней поверхности крыла (вдоль хорды). Стropы управления крепятся к задней кромке парашюта, что позволяет вести управление по продольному и боковому каналам. Крепление стропы управления трёхточечное, таким образом, натяжение одной стропы управления ведёт к отклонению задней кромки на одной стороне крыла.

В современных конструкциях планирующих ПС отношение длины строп к размаху крыла обычно составляет $l_0/L = 0.5 - 1.0$. Стropы по размаху крыла обычно изготавливают равной длины и таким образом крыло принимает арочную форму.

В качестве законцовок крыла используются тканевые панели – стабилизаторы, которые уменьшают индуктивное сопротивление на законцовках крыла и увеличивают курсовую устойчивость.

Бортовой блок управления включает в себя приводы строп управления, датчики, бортовой компьютер и другие дополнительные компоненты. Бортовой блок управления размещается между крылом парашюта и полезной нагрузкой или крепится поверх полезной нагрузки.

Классификация основных направлений исследований по управляемым планирующим парашютным грузовым системам

Основные направления исследований в области проектирования УППГС можно классифицировать следующим образом:

1. Общее проектирование УППГС.
2. Аэродинамика УППГС.
3. Математическое моделирование движения УППГС:
 - 3.1. Моделирование процесса наполнения крыла парашюта.
 - 3.2. Моделирование динамики полёта УППГС (после полного наполнения крыла парашюта).
4. Устойчивость УППГС.
5. Наведение, навигация и управление УППГС.

Также можно выделить направление исследований, посвящённое новым методам управления УППГС, таким как управление углом наклона траектории во время полёта с помощью тормозного парашюта, воздушных тормозов (спойлеров), расположенных на верхней оболочке крыла, и путём изменения угла установки крыла.

О направлениях исследований и состоянии работ по УППГС можно судить по материалам научных и научно-практических конференций, и демонстраций. Основными конференциями по тематике УППГС являются:

- AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conferences – конференции, которые с 1966 г. и по настоящее время проводятся американским институтом аэронавтики и астронавтики (AIAA);
- Precision Airdrop Technology Conferences and Demonstrations (PATCAD) – ряд мероприятий, проведённых в период с 2001 по 2009 гг. в США и посвящённых высокоточным системам десантирования (в настоящее время не проводятся);
- Precision Airdrop Capability Demonstration (PACD) – демонстрации высокоточных систем десантирования, проведённые в 2006 и 2008 гг. во Франции.

Анализ состояния работ по планирующим парашютным грузовым системам

Началу массового производства парашютов поспособствовало изобретение в 1911 г. Котельниковым Г.Е. спасательного ранца для авиаторов с автоматическим выстреливанием парашютов. Это изобретение реализовало способность парашюта занимать небольшой объем в уложенном состоянии и в требуемый момент времени принимать рабочее состояние под воздействием набегающего потока воздуха, образуя тормозную поверхность заданной площади. До этого парашют монтировался внутри летательного аппарата в вытянутом состоянии, что уменьшало надёжность его работы как средства спасения и снижало область применения из-за монтажных неудобств. В настоящее время большинство парашютов укладываются в камеру, контейнер или ранец.

В связи с тем, что обычные парашютные системы были неуправляемые, для выполнения задач доставки грузов требовались большие посадочные зоны и малая высота десантирования. Манёвренность была одной из основных целей при разработке ещё с момента появления первых моделей парашютов. Однако активное развитие управляемых парашютных систем началось в 1960-е годы, когда по всему миру быстро набирал популярность парашютный спорт. Этому также способствовала необходимость обеспечения посадки космических кораблей и

беспилотных аппаратов в заранее запланированных местах. Одним из первых управляемых парашютов с аэродинамическим качеством $K = 2.8$ был Rogallo Wing разработки NASA-Langley Research Center, выполненный в форме треугольного однооболочкового парашюта-крыла [102]. Изобретение управляемого планирующего парашюта открыло возможность высокоточной доставки грузов путём десантирования. Первый планирующий двухоболочковый парашют прямоугольной формы с наполняемым набегающим потоком воздуха крылом был разработан и запатентован Jalbert D.C. в 1964 г. [94].

Затем в период с 1965 по 1971 гг. в университете Нотр-Дам были проведены испытания ряда планирующих парашютов [129, 130], которые показали, что планирующие парашюты имеют большой запас устойчивости, могут обеспечивать высокое аэродинамическое качество ($K > 3$), способны надёжно раскрываться и наполняться, способны обеспечить скорости полёта свыше 13 м/с с сохранением возможности замедлиться до требуемой безопасной скорости приземления. Таким образом, планирующие ПС стали эффективным решением для доставки грузов, так как они обладают малой массой и объёмом в уложенном состоянии, а также возможностью маневрирования и пробивания ветра. В отличие от ПС, не обладающих аэродинамическим качеством и основанных на принципе аэродинамического торможения, планирующие ПС могут обеспечить концепцию высотного десантирования, поскольку она увеличивает дальность полёта системы от точки сброса.

Практически сразу после изобретения было исследовано применение планирующих ПС в качестве автономных управляемых систем доставки грузов и в 1966 г. проведены первые лётные испытания, которые были описаны Knapp C.F. и Barton W.R. в работе [104].

С конца 1960-х велись научные исследования по направлению УППГС и проводились испытания в аэродинамических трубах различных вариантов управляемых планирующих парашютов для возврата спускаемых аппаратов и ступеней космических аппаратов, а также для обычных грузов [53, 69, 85, 86, 141].

Lingard J.S. провёл детальный анализ аэродинамических характеристик и конструкции двухоболочкового парашюта-крыла [107].

В России работы по разработке УППГС проводились до 1990 г. В НИИ Парашютостроения был разработан и испытан ряд планирующих парашютных грузовых систем (ПО-9, ПО-250, ПО-300, ПО-1000 и др. с полезной нагрузкой от 100 до 2500 кг). Однако в дальнейшем исследования по данной тематике были практически прекращены.

В 1990-х выделились такие программы, как The Guided Parafoil Airborne Delivery System Program (GPADS) в США (разработка автономных ПС с использованием системы GPS с полезной нагрузкой до 13 000 кг) [134, 165], Small Autonomous Parafoil Landing Experiment (ALEX) в Германии (бюджетный экспериментальный аппарат с полезной нагрузкой до 100 кг для отработки алгоритмов управления, аэродинамических исследований парашюта-крыла и пр.) [77, 98], Parafoil Technology Demonstration (PTD) в США (автономная ПС с полезной нагрузкой до 3200 кг) [135, 136] и проект планирующей ПС для посадки возвращаемого космического аппарата массой до 11 000 кг – NASA X-38 Parafoil Landing System [55, 112, 142, 154, 156, 157]. Прототип аппарата носил название X-38, аппарат предназначался для покидания экипажем (до 7 космонавтов) международной космической станции и для него фирмой Pioneer был разработан планирующий парашют площадью около 700 м². Работа завершилась лётными испытаниями системы с имитацией условий ввода по высоте, скорости и скоростному напору при сбросах с носителя (Boeing B-52), часть полётов происходила в автоматическом режиме. В дальнейшем перечисленные выше программы получили сильное развитие.

С 2000 г. и по настоящее время количество исследований в области управляемых ПС планирующего типа существенно увеличилось. Направление исследований сместилось преимущественно в сторону грузовых десантных систем гражданского и военного назначения. Среди различных разработок выделяются разработки по программам The Joint Precision Airdrop System (JPADS) [56] и The Foldable Adaptable Steerable Textile Wing Project (FASTWing) [57, 105, 173, 174].

Также можно выделить разработки ПС малой (до 500 кг) и средней (до 4500 кг) грузоподъёмности компаний Atair Aerospace, STARA Technologies и программу SPADES [172].

Анализ состояния работ по общему проектированию УППГС

По общему проектированию УППГС выделяется ряд работ. Основы для методик расчёта и проектирования планирующих ПС были заложены во второй половине 20-го века на базе методов проектирования ПС с круглым куполом. Основные принципы расчёта ПС и парашютов без аэродинамического качества, отдельные аспекты разработки грузовых, людских и спасательных ПС были подробно рассмотрены Лобановым Н.А. [33]. Работа Стасевича Р.А. [45] посвящена базовым вопросам проектирования и расчёта традиционных грузовых ПС.

В работе Иванова П.И. [23] представлена подробная методология проектирования, изготовления и испытания парапланерной техники, отдельные аспекты которой можно применять при проектировании планирующих ПС. Методика проектирования парапланов, описанная в данной работе, базируется: на зависимостях параметров парапланов, полученных путём статистического анализа существующих конструкций; при аэродинамическом проектировании крыла на теоретических основах аэродинамики и аэродинамических характеристиках крыльевых профилей, полученных экспериментальным путём, с учётом поправки на разрывность профиля крыла параплана (наличие открытой передней части, представляющей собой воздухозаборник). Оценка аэродинамических характеристик основана на вычислениях площадей эпюр распределения аэродинамических сил вдоль размаха крыла параплана; балансирующее положение системы в установившемся полёте определяется путём нахождения координат центра давления крыла и вычисления моментов от приложенных сил, используются уравнения движения системы пилот-параплан для случая

установившегося планирования; для определения пространственной формы парашюта используются методы аналитической геометрии.

Алгоритм проектирования парашютов, составленный по методике Иванова П.И., упрощённо изображён на рисунке 6.

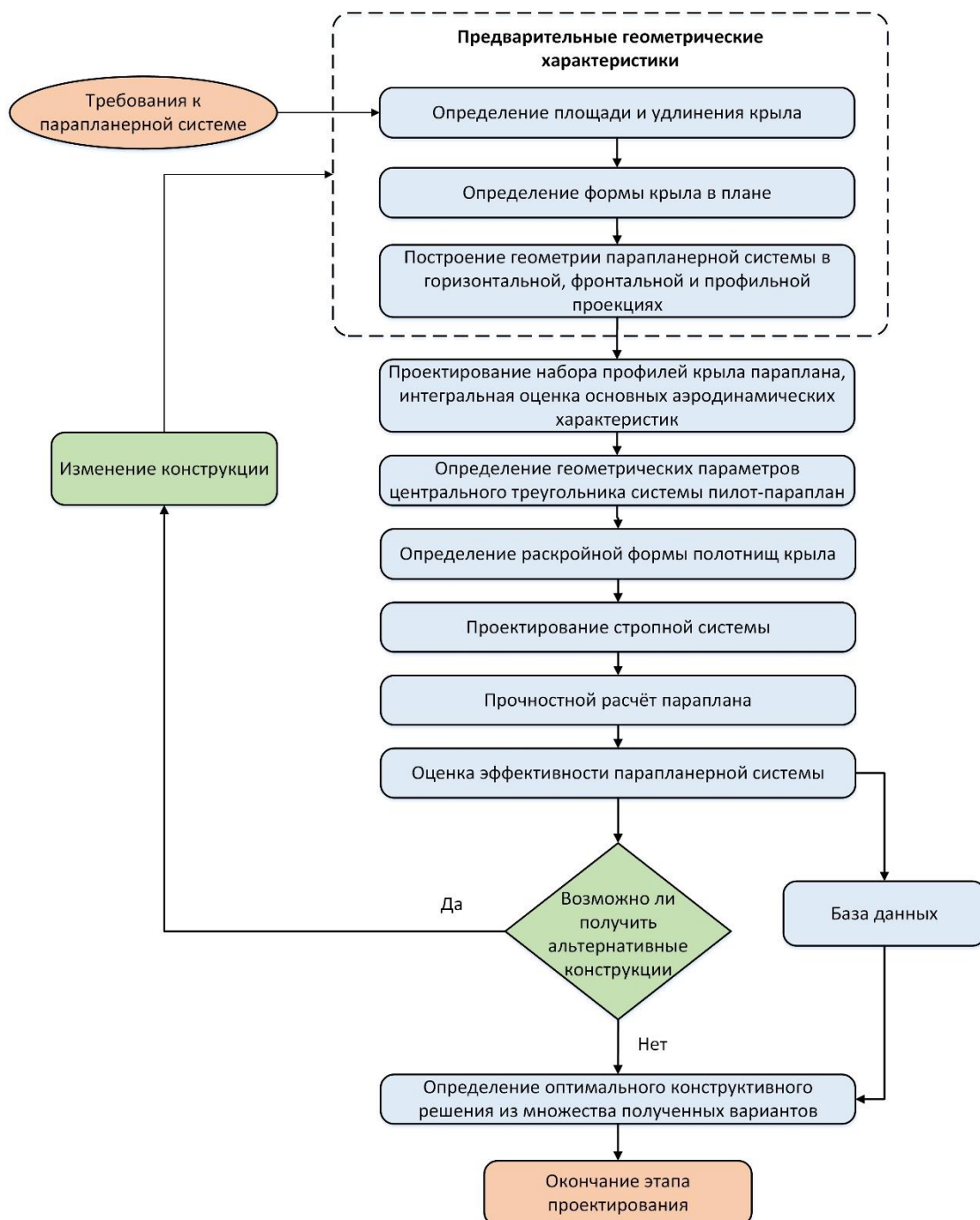


Рисунок 6 – Методика проектирования парашютов, предложенная Ивановым П.И.

В другой работе Иванова П.И. [28] приведены структура программы проектирования планирующих ПС, базирующаяся на использовании

аналитических методов, и результаты расчётно-теоретической части процесса проектирования планирующего парашюта площадью 310 м² для доставки груза массой 4 000 кг, подчёркивается важность процесса формирования облика планирующего парашюта как составной части процесса проектирования УППГС.

В работах Лялина В.В., Морозова В.И., Пономарева А.Т. [34] и Рысева О.В., Пономарева А.Т., Васильева М.И. и др. [42] освещена методология формирования облика ПС для тяжёлых и сверхтяжёлых грузов, проанализированы технико-экономические критерии эффективности парашютной техники, рассмотрены вопросы применения математических моделей при проектировании ПС, приведены математические модели и методы исследований формообразования, аэродинамики, аэроупругости и прочности парашютов, динамики системы груз-парашют.

В работе Лялина В.В., Морозова В.И., Пономарева А.Т. [34] приведена применяемая в настоящее время расчётно-экспериментальная методика проектирования парашютных систем (рисунки 7-8), которая базируется на методах математического моделирования отдельных этапов функционирования ПС, таких как формообразование, напряжённо-деформированное состояние, аэродинамические и аэроупругие характеристики парашютов, а также моделирования систем в целом для изучения совместной работы подсистем. На каждом этапе разработки ПС широко применяются исследования в аэродинамических трубах и лётные эксперименты. Экспериментальные работы составляют значительную часть проектирования ПС.

Предлагаемый в работе Лялина В.В., Морозова В.И., Пономарева А.Т. новый подход к проектированию (рисунок 9) предполагает выделение определения облика ПС в качестве самостоятельной задачи, т.е. в отличие от предыдущего подхода реализуется поэтапная разработка ПС с последовательным уточнением всех её характеристик и особенностей функционирования. На первом этапе определяется предварительный облик ПС – определяются состав компоновки системы, основные технические характеристики (площади, массы, объёмы в уложенном состоянии парашютов, число ступеней рифления и их параметры и др.).

На втором этапе определяется полный конструктивный облик ПС. Третий этап включает в себя конструирование и испытания ПС.

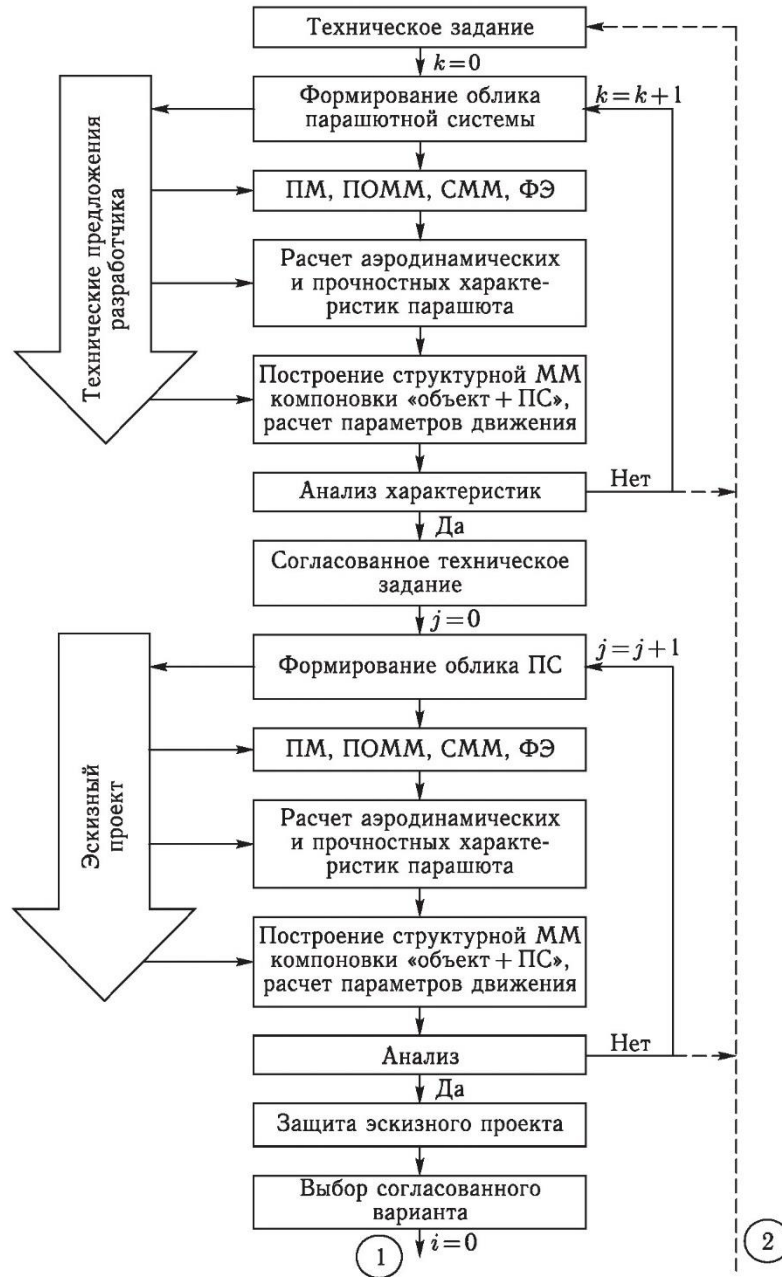


Рисунок 7 – Схема расчётно-экспериментальной методики проектирования парашютной системы [34, с. 66]

На базе описанного выше подхода сформулирована схема системы автоматизированного формирования облика ПС десантирования и спасения тяжёлых и сверхтяжёлых грузов (рисунок 10).

В работах Lingard J.S. [106, 108] проведён анализ влияния различных конструктивных параметров на лётно-технические характеристики и устойчивость

планирующих парашютов, затронуты отдельные проблемы проектирования планирующих ПС с учётом требований, предъявляемых к высокоточным системам доставки грузов.

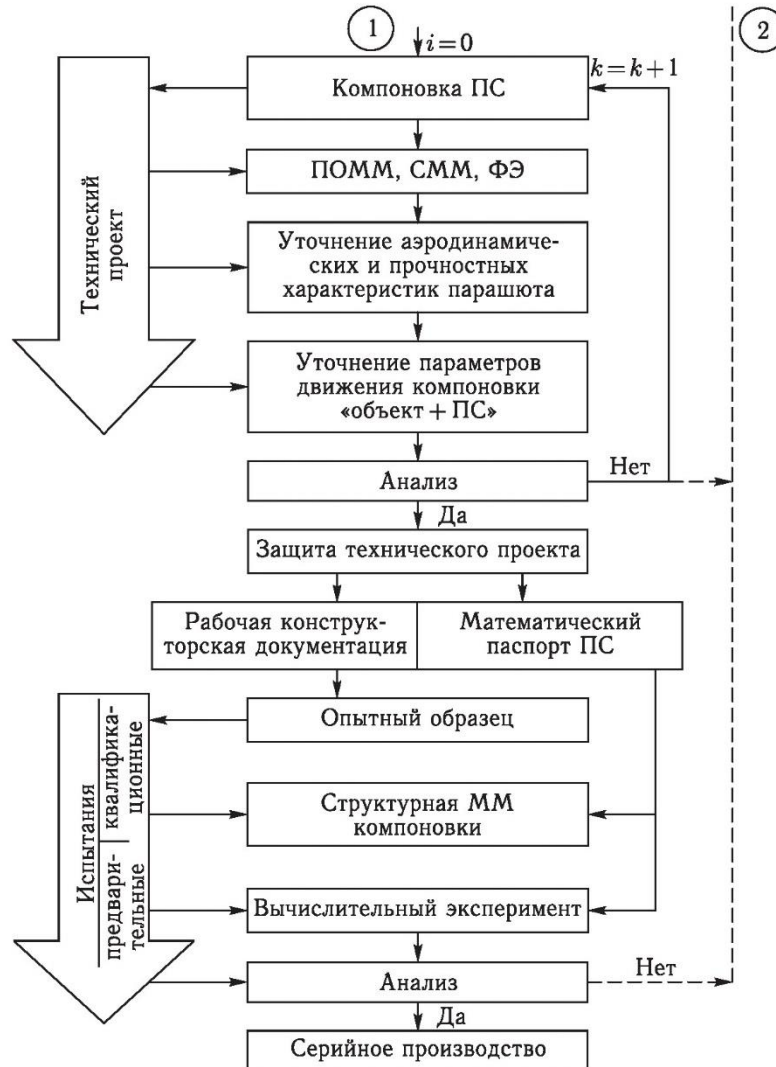


Рисунок 8 – Схема расчётно-экспериментальной методики проектирования парашютной системы (продолжение) [34, с. 67]

Кнаске Т.В. и др. [79, 103] систематизировали и описали методы расчёта и проектирования ПС для различных применений.

В работе под редакцией Yakimenko O.A. [186] описаны, систематизированы и проанализированы актуальные разработки в области высокоточных систем доставки грузов на основе УППГС, описаны различные алгоритмы наведения, навигации и управления, математические модели динамики полёта и подходы к управлению планирующими ПС.

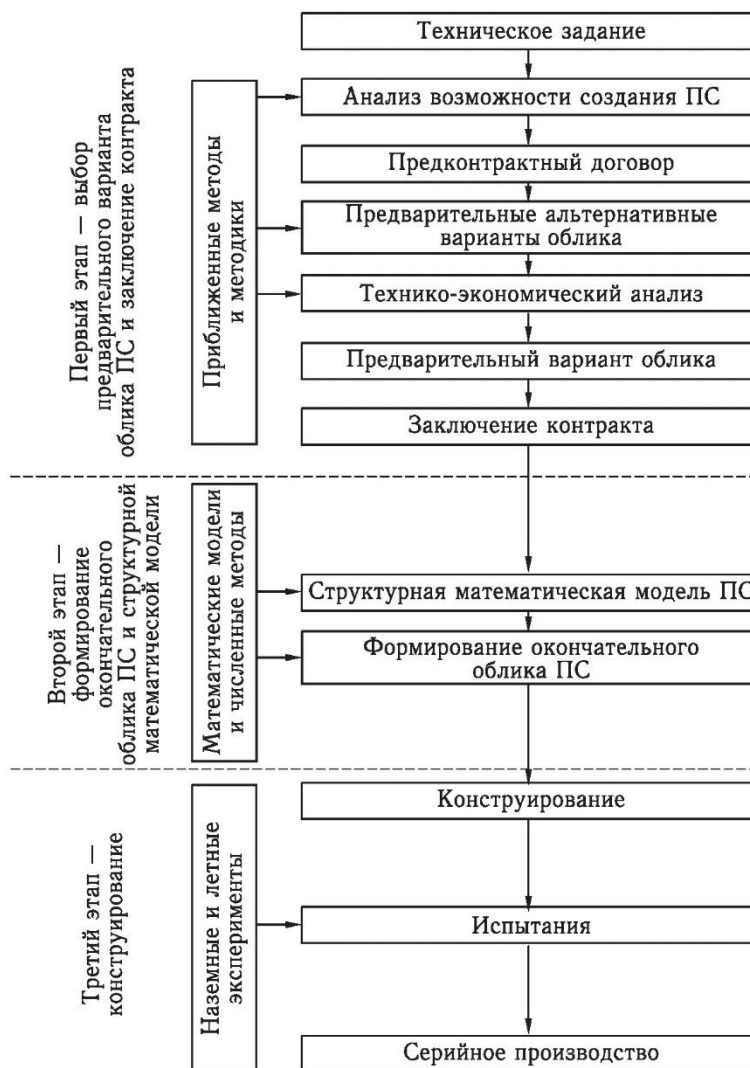


Рисунок 9 – Структурная схема поэтапной разработки парашютной системы десантирования (спасения) тяжёлых и сверхтяжёлых грузов [34, с. 126]

В рамках программы NASA X-38 были проведены исследования [93] по влиянию угла установки крыла планирующих парашютов больших площадей на лётно-технические характеристики и динамику системы груз-парашют. В данном исследовании были проведены лётные эксперименты с десантированием полноразмерных УППГС и проведено сравнение моделирования динамики полёта системы с полученными экспериментальными данными.

В работах [24, 27, 41] освещены проблемы оценки характеристик балансировочного положения, выбора геометрических параметров при проектировании, крутке арочных крыльев и оптимизации парапланерной техники, которые практически применимы к планирующим ПС. В работе Иванова П.И. [30]

проведено исследование влияния изменения аэродинамического качества планирующих ПС на точность посадки.



Рисунок 10 – Структурная схема системы автоматизированного формирования облика парашютной системы десантирования и спасения тяжёлых и сверхтяжёлых грузов [34, с. 174]

Научный прогресс в областях проектирования, отдельных научных дисциплинах, программировании и вычислительных методах обусловил появление у разработчиков сложных технических систем эффективных инструментов проектирования – высокоточных программных комплексов проектирования и математического моделирования. В последние годы наблюдается значительное увеличение количества научных публикаций по тематике междисциплинарной и многокритериальной оптимизации параметров технических систем авиакосмической отрасли [59, 80, 110, 117, 133, 155, 187].

В работе Thedens P. и др. [159] для оптимизации нервюр воздушного змея (кайта), используемого в ветроэнергетике, используется многодисциплинарный подход и генетический алгоритм недоминирующей сортировки NSGA-II [74, 75]. В работе Nosratollahi M. и Gharanvary M.A. [131] исследовалась оптимизация планирующих ПС на предварительных этапах проектирования с помощью архитектуры многодисциплинарной оптимизации ААО (All-At-Once).

Все перечисленные работы подготавливают научную платформу для разработки методик оптимального проектирования, позволяющих в короткие сроки получать оптимальный по нескольким критериям облик УППГС с минимальными затратами ресурсов, так как моделирование позволяет значительно сократить объём лётных и трубных экспериментов.

В данной работе сделана попытка обобщить имеющийся опыт проектирования УППГС с использованием алгоритмов оптимизации, а также разработать новые алгоритмы и рекомендации при проведении подобных работ.

Обзор методов оптимизации конструкции УППГС

Методы оптимизации, применяемые в процессе проектирования УППГС, можно классифицировать по различным признакам. На рисунке 11 приведена классификация по признаку наличия случайных факторов в процессе поиска оптимального решения.

Детерминированные методы оптимизации обладают высокой скоростью сходимости, но требуют точного начального приближения, т.к. от него зависит качество оптимизации. Такие методы хорошо подходят для поиска локальных минимумов функций. К детерминированным методам относятся различные типы градиентных методов и такие прямые методы, как симплекс-метод, метод Нелдера-Мида, метод Хука — Дживса и др.

Стохастические методы оптимизации требуют существенно большего количества вычислений. Они позволяют находить глобальные минимумы целевых функций, так как включают в свои алгоритмы случайные выборки параметров

оптимизации. К стохастическим методам относятся такие прямые методы, как генетические алгоритмы, метод роя частиц, алгоритм имитации отжига и др.

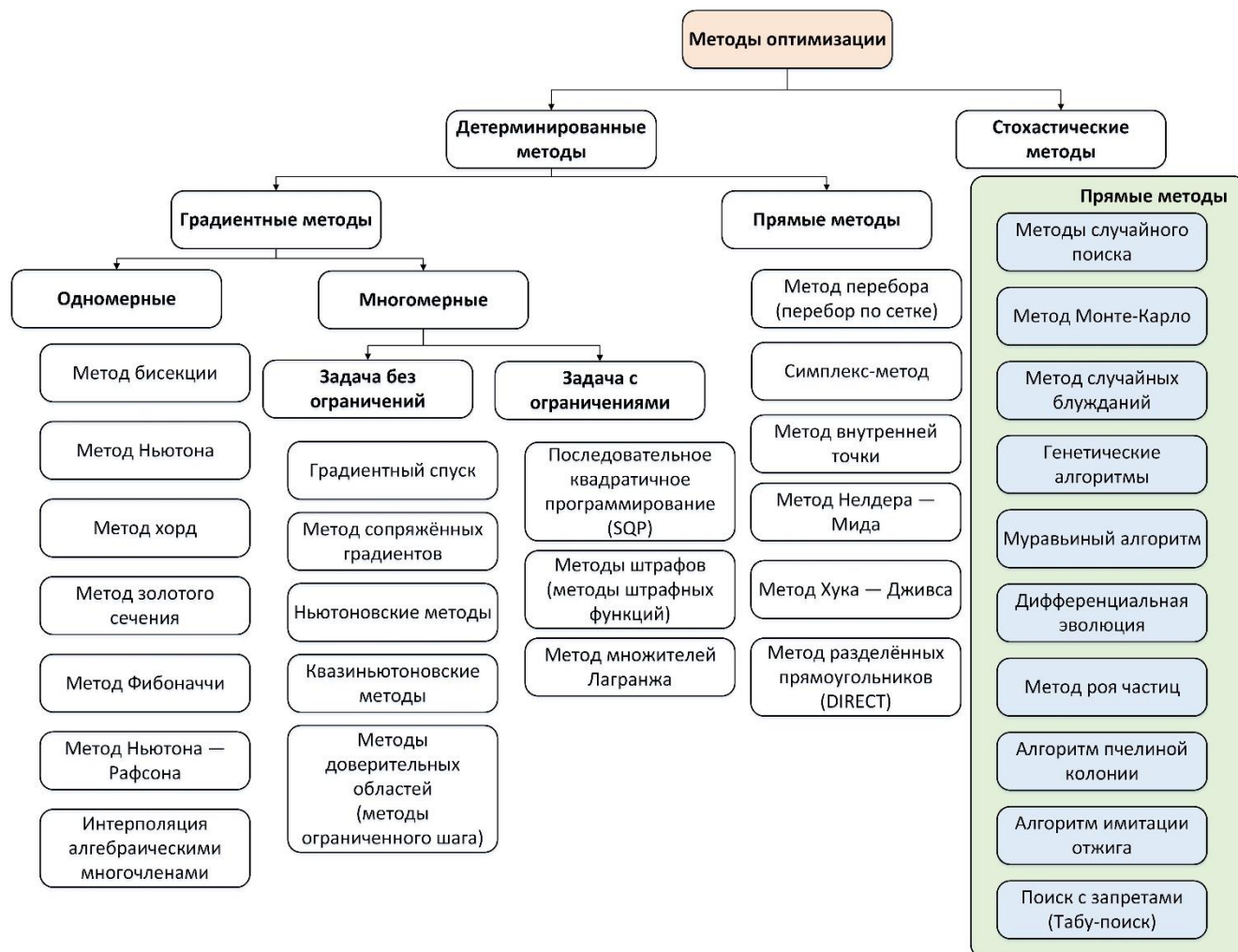


Рисунок 11 – Классификация методов оптимизации

Для нахождения оптимального проектного решения многодисциплинарной системы необходимо использование методов многодисциплинарной оптимизации, которые полностью учитывают взаимодействие между дисциплинами. Постановка задачи оптимизации и организация математических моделей дисциплин и программы оптимизации определяют архитектуру многодисциплинарной оптимизации (МДО). Другими словами, архитектура МДО определяет, как будут связываться различные математические модели и как будет решаться общая задача оптимизации. Архитектуры МДО можно классифицировать по признаку распределённости (рисунок 12). Архитектура МДО может быть монолитной или распределённой. Монолитная архитектура подразумевает решение единой

оптимизационной задачи. При распределённой архитектуре задача оптимизации разбивается на несколько подзадач, содержащих подмножества переменных и ограничений.

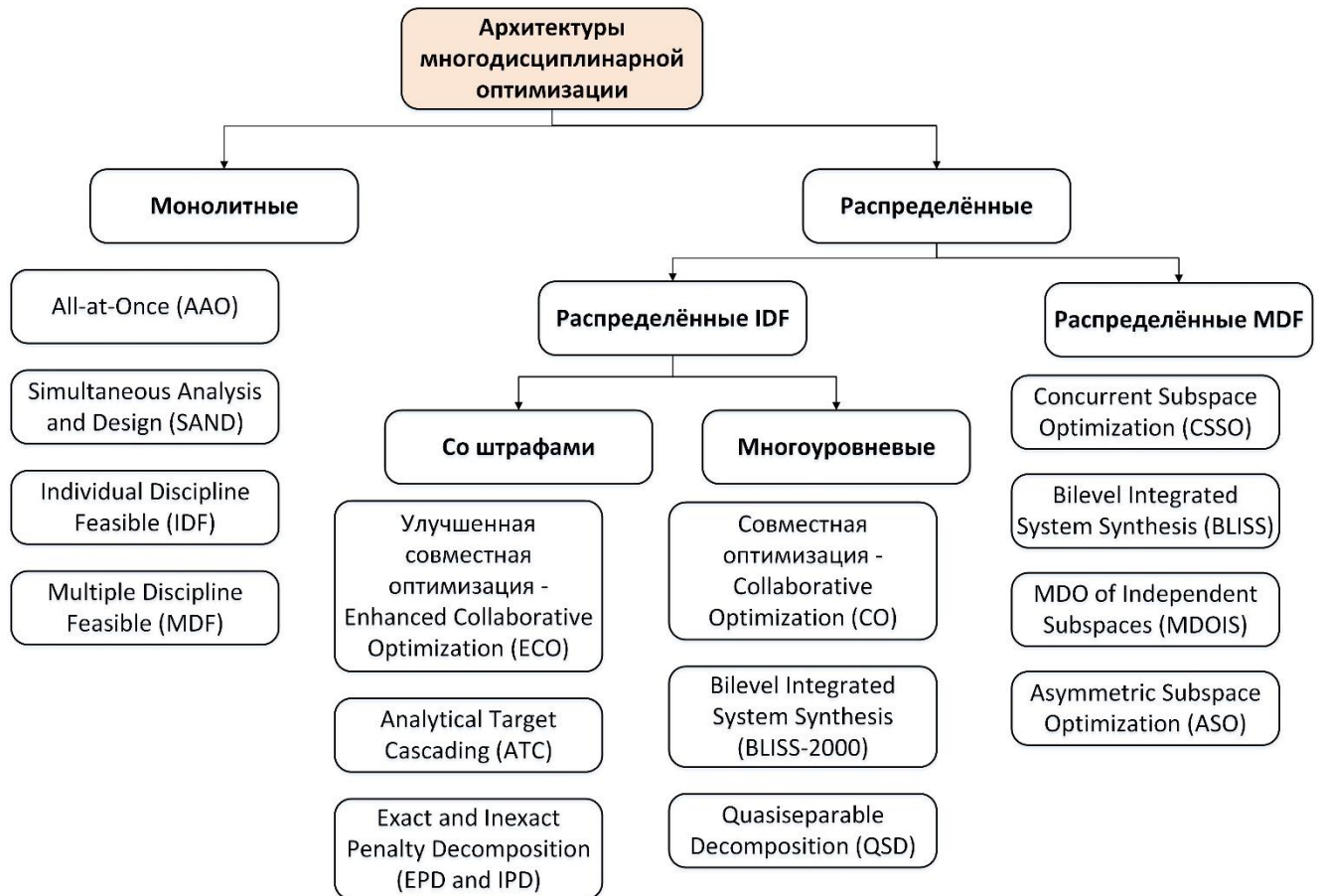


Рисунок 12 – Классификация архитектур многодисциплинарной оптимизации

Монолитные архитектуры (AAO, SAND, IDF и MDF) различаются между собой в том, каким образом достигается условие удовлетворения всех заданных многодисциплинарных ограничений для оптимального решения.

Распределённые архитектуры (CO, ECO, BLISS, CSSO и др.) базируются на монолитных архитектурах (IDF и MDF). Распределённые архитектуры позволяют вести процесс проектирования по различным задачам параллельно и асинхронно, что ведёт к большим объёмам вычислений по сравнению с монолитными архитектурами, однако существенно сокращается общее время проектирования.

Анализ состояния работ по аэродинамике УППГС

В области аэродинамики планирующих ПС был проведён ряд экспериментальных исследований, связанных с определением аэродинамических коэффициентов в аэродинамической трубе [51, 54, 61, 130, 162, 170], проведено определение и сравнение аэродинамических характеристик планирующего парашюта МС-4/5, полученных в аэродинамической трубе и лётным экспериментом [76]. В ЦАГИ были проведены исследования [16, 32, 38] обтекания моделей планирующего парашюта и определены аэродинамические коэффициенты полноразмерного планирующего парашюта площадью 27 м².

По программе NASA X-38 проведён широкий спектр экспериментальных и теоретических исследований по планирующим ПС: результаты трубных экспериментов описаны в работах [82, 118]; анализ данных лётных экспериментов, оценка манёвренности и аэродинамических коэффициентов при боковом движении проведены в работе [91]; анализ аэродинамики продольного движения по результатам лётных экспериментов и сравнение с данными моделирования приведены в работе [92]; лётные эксперименты описаны в работах [113–115].

Моделирование аэродинамики планирующих парашютов проведено Lingard J.S. [107] на базе теории крыла с малым удлинением. Crimi P. в исследовании [71] использовал модель аэродинамики самолёта для описания аэродинамического нагружения крыла парашюта. Brown G.J. [58] и Tribot J.-P. и др. [162] определили аэродинамические коэффициенты и производные планирующего парашюта с помощью численных методов расчёта характеристик жёсткого крыла. Gonzalez M.A. [84] и Jann T. [96] вывели аэродинамические коэффициенты подъёмной силы и лобового сопротивления в аналитической форме для крыльев с арочностью, базируясь на теории несущих линий Прандтля и методе Вайсингера (расширенной теории несущих линий).

Другое направление исследований по аэродинамике планирующих парашютов связано с вычислительной гидродинамикой (CFD). Расчёт двух- и трёхмерных потенциальных течений, проведённый Ross J.C. [145], показал, что

характерная открытая передняя кромка, представляющая собой воздухозаборник, планирующих парашютов оказывает значительное влияние на лётно-технические характеристики, а также, что можно повысить аэродинамическое качество за счёт уменьшения размера воздухозаборника и изменения его местоположения относительно передней критической точки профиля крыла. В работах [37, 67, 68] проведены моделирование и анализ десантных планирующих парашютов методами конечных элементов и вихревых решёток. В работах [52, 121, 123] были проведены различные расчёты двухмерных течений при обтекании профилей крыла планирующих парашютов с помощью осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса (RANS). В исследованиях [65, 78, 122] проведены расчёты трёхмерных течений при обтекании профилей крыльев планирующих парашютов вязкой жидкостью. Данные исследования показали удовлетворительную сходимость с данными экспериментов.

Ряд исследований, посвящённых определению аэродинамических характеристик планирующих парашютов с помощью методов FSI (Fluid Structure Interaction), которые учитывают изменение наполненной формы крыла парашюта под воздействием аэродинамической нагрузки, проведён в работах [48, 68, 99, 128, 158, 179]. Результаты данных исследований показывают, что с помощью методов FSI можно получить точные аэродинамические характеристики парашюта, однако это влечёт за собой высокие вычислительные затраты и накладывает высокие требования к квалификации исследователей, выполняющих расчёты.

Анализ состояния работ по математическому моделированию движения, устойчивости и управлению УППГС

Задача моделирования движения является одной из ключевых при разработке УППГС. Основная трудность при разработке УППГС состоит в организации взаимодействия специалистов различного профиля, усилия которых необходимо объединить на самых ранних этапах разработки. Математическое моделирование движения системы является базой для такого взаимодействия специалистов,

которая позволяет отработать этапы функционирования системы на рабочем месте специалиста.

Работы Морозова В.И. и др. [34–36] посвящены задачам математического моделирования различных аэроупругих систем, в частности планирующих ПС. Монография Гимадиева Р.Ш. [19] посвящена решению задач динамики мягкооболочечных конструкций парашютного типа, в работе рассмотрены задачи моделирования раскрытия и напряжённо-деформированного состояния планирующего парашюта, влияния конструктивных размеров на поперечное сечение крыла. Работы Рысева О.В. и др. [2, 42] освещают задачи динамики движения ПС, описаны используемые математические модели.

За последнее время было разработано множество высокоточных математических моделей динамики движения УППГС, представленных в работах [7, 21, 26, 43, 44, 46, 47, 70, 73, 87, 88, 95, 125, 127, 132, 139, 143, 149, 151, 152, 160, 161, 171, 175, 176]. Выделяется несколько подходов к записи уравнений движения системы. В исследованиях проработаны модели движения системы с тремя, шестью, семью, восемью и девятью степенями свободы, описывающие динамику двух связанных тел – груза и парашюта. Уравнения движения обычно представлены в матричной форме, удобной для программирования. Материалы, описанных выше работ, отражают тот факт, что моделирование динамики УППГС при исследовании характеристик системы представляет собой сложную задачу.

На базе моделей динамики движения и упрощённых моделей установившегося полёта проведены исследования устойчивости УППГС [140, 144, 178].

Моделированию процесса наполнения крыла планирующего парашюта посвящены работы [109, 137, 138], проведено сравнение теоретических данных для случая с рифлением слайдером с экспериментом, показавшее удовлетворительную сходимость.

В направлении наведения, навигации и управления (GNC – Guidance, Navigation and Control) УППГС широко ведутся как теоретические, так и экспериментальные исследования. В работах [20, 22, 25, 29, 31, 62–64, 66, 83, 89,

97, 101, 148, 150, 153, 167, 177] рассматриваются различные способы управления УППГС: ручное дистанционное управление; наведение на радиомаяк; полёт системы по заранее заданной траектории с учётом данных ветровой обстановки на момент десантирования из носителя; движение по траектории, рассчитываемой во время полёта по текущей ветровой обстановке; следование за лидером. В работе [72] рассмотрен алгоритм адаптивного управления планирующей ПС при повреждениях крыла парашюта. Отдельной проблематикой стоит разработка алгоритмов автоматического управления при выполнении посадочного манёвра УППГС [100, 164].

По направлению исследований, посвящённому управлению углом наклона траектории во время полёта с целью увеличения точности приземления, выделяется ряд работ. В работе [126] описан метод управления углом наклона траектории за счёт использования тормозного парашюта, в работах [147, 166, 169] рассмотрено управление углом наклона траектории путём изменением угла установки крыла. В исследованиях [81, 168] предложено управление за счёт использования воздушного тормоза (спойлера) на верхней оболочке крыла.

Направления развития методов проектирования УППГС

Толчком к развитию систем доставки грузов на базе планирующих парашютов послужило освоение космоса и требования вооружённых сил по обеспечению точной посадки грузов в районы боевых действий. В настоящее время распространение таких систем становится всё шире в связи с активным освоением Арктики и других труднодоступных районов, необходимостью беспосадочной доставки грузов в районы стихийных бедствий, горячие точки и для проведения поисково-спасательных операций, наблюдается общая тенденция к увеличению роли десантных операций вооружённых сил.

Предпосылкой для решения задачи определения облика планирующих ПС стали опыт разработок грузовых ПС, научные исследования в области

управляемых ПС и систем доставки грузов в районы военных действий, а также традиционная научно-методическая база.

В ходе исторического развития ПС получилось, что наиболее исследованными и активно используемыми являются ПС на основе парашютов с круглой формой купола. В настоящее время наиболее широкое применение для доставки грузов нашли многокупольные ПС в связи с высокой исследованностью и большой экспериментальной базой, более простым производством и методами проектирования по сравнению с управляемыми ПС. Однако, из-за неблагоприятных профилей ветра может возникнуть большой разброс точек приземления и есть вероятность потери или повреждения груза, также системы с круглыми парашютами не позволяют безопасно десантировать грузы в районы с различными препятствиями при посадке (скалы, деревья и т.д.). Поэтому в связи с необходимостью использования систем доставки грузов в различных погодных условиях и точного приземления груза в заданную область в настоящее время ведутся активные исследования в области высокоточных авиационных систем доставки грузов, проводятся конференции и демонстрации этих систем в действии.

В настоящее время при проектировании планирующих ПС преобладают инженерные методы расчёта, основанные на обобщениях экспериментальных данных, и лётные и трубные эксперименты, а теоретические исследования составляют малую часть объёма всех работ. Наземная отработка, включающая трубные эксперименты, не позволяет адекватно смоделировать функционирование планирующей ПС в потоке. Планирующие ПС с большой площадью крыла практически не проходят натурные эксперименты. При проектировании планирующих ПС максимальный приоритет даётся технической эффективности системы, а экономическая эффективность рассматривается в качестве второстепенного показателя.

Однако решение задач проектирования таких систем традиционными способами, основанными на лётных и трубных экспериментах, в настоящее время нецелесообразно, так как подразумевает большие экономические и временные затраты. Для уменьшения рисков проектов, уменьшения затрат и длительности

этапов разработки УППГС должны использоваться возможности современных методов математического моделирования, многодисциплинарной и многокритериальной оптимизации.

В текущей практике проектирования ПС используются методы математического моделирования, которые позволяют рассчитывать необходимые характеристики в короткие, по сравнению со временем получения экспериментальных данных, сроки. Это позволяет модифицировать конструкцию ПС по результатам моделирования в процессе проектирования и тем самым получать более совершенную конструкцию без длительных и затратных экспериментальных исследований влияния различных конструктивных параметров планирующего парашюта на его характеристики. Однако процесс поиска оптимального проектного решения на основе таких расчётов обычно основывается на интуитивных методах, поэтому эффективность оптимизации с точки зрения затраченного времени и качества полученного результата в значительной степени зависят от квалификации и опыта проектировщика системы.

В связи с тем, что УППГС входят в состав различных авиационных систем, важное значение имеет исследование влияния требований и ограничений (диапазон масс полезной нагрузки, условия точной доставки или спасения груза, пилотирования носителя при выполнении задач десантирования), накладываемых особенностями авиационной системы и областью применения, на облик ПС, т.е. на её параметры, прочностные и лётно-технические характеристики. Таким образом, необходимо применение комплексных математических моделей, учитывающих заданные требования и ограничения, а в перспективе включающих в себя модель носителя и других необходимых подсистем.

Одно из направлений развития методов проектирования УППГС заключается в переходе от решения отдельных локальных (дисциплинарных) задач (аэродинамики, прочности, формообразования, баллистики и динамики системы) к созданию комплексных многодисциплинарных систем определения облика, позволяющих адекватно моделировать функционирование сложной технической системы в реальных и прогнозируемых условиях эксплуатации. Все указанные

задачи, являясь самостоятельными и взаимосвязанными, должны решаться одновременно. Такие комплексные системы определения облика реализуются в виде программного обеспечения, включающего в себя проблемно-ориентированные математические модели. Набор математических моделей варьируется по точности моделирования в зависимости от целей и этапов исследований. Такая методология позволяет сократить сроки и снизить стоимость разработки УППГС, облегчить поиск новых технических решений.

Разработки формальных математических методов поиска оптимального проектного решения является актуальной современной задачей. В связи со сложным характером зависимости критериев оптимальности системы от множества конструктивных параметров планирующей ПС и длительностью расчёта характеристик системы традиционными методами, универсальные методы оптимизации плохо подходят для решения поставленной задачи. Методика определения облика УППГС на основе оптимизационных алгоритмов должна учитывать особенности конструкции планирующих ПС, формулировку и количество критериев оптимизации, методика должна быть легко перестраиваемой и гибкой при введении в рассмотрение дополнительных условий и должна приводить к требуемому результату за минимально возможные сроки.

Необходимость в разработке таких методик определения оптимального облика также диктуется современным состоянием отрасли парашютостроения. Вводятся всё новые требования и нормы по надёжности и эффективности парашютной техники, а разработанные 20-25 лет назад методы проектирования планирующих парашютов уже не позволяют добиться требуемых результатов.

Разработка методик, основанных на современных методах математического моделирования и решения оптимизационных задач, дополняет традиционные способы проектирования УППГС на основе аналитических и экспериментальных методов исследования. Такие методики реализуют концепцию основного интегрирующего инструмента для решения общесистемных вопросов и исследований процессов формообразования и нагружения, напряжённо-

деформированного состояния, движения УППГС в реальных или прогнозируемых условиях эксплуатации.

Задача определения облика УППГС является многокритериальной, междисциплинарной и многопараметрической задачей принятия решений в условиях неопределённости и ограниченного времени, которая требует контроля влияния конструктивных параметров на выбранные целевые функции и учёта взаимного влияния параметров.

Направление проектирования УППГС с помощью методов междисциплинарной многокритериальной оптимизации исследовано недостаточно. В открытых источниках недостаточно полно разработаны методики, основанные на современных методах междисциплинарной и многокритериальной оптимизации, в обеспечение создания УППГС. В связи с этим существует необходимость в разработке методики определения облика УППГС системы, базирующейся на современном методологическом аппарате.

1.2. Параметризация облика управляемой планирующей парашютной грузовой системы

Технический облик УППГС формируется в процессе разработки технического предложения и представляет собой комплексную качественную и количественную характеристику проектируемой системы, отражающую её наиболее общие и значимые признаки. Цель процесса формирования технического облика УППГС – обоснование количественных значений основных определяющих параметров и характеристик проектируемой системы. В процессе формирования облика УППГС принимается более 75-80% решений по проекту [40] и от качества этих решений зависит возможность создания УППГС в заданные сроки при ограниченном финансировании программы.

Под обликом УППГС понимается параметризованная конструкция системы, обеспечивающая требуемые лётно-технические характеристики. Для упрощения анализа конструктивных решений и уменьшения вычислительных затрат

конструкцию УППГС необходимо параметризовать минимальным количеством параметров.

Облик УППГС определяется геометрическими параметрами (рисунок 13), которые можно формализовать в виде вектора конструктивных параметров:

$$\mathbf{x} = [L, b, c_{\max}, l_0, d, n, \vartheta_0] \quad (3)$$

где \mathbf{x} – вектор конструктивных параметров УППГС;

L – размах крыла в плане;

b – средняя аэродинамическая хорда крыла (хорда крыла прямоугольного в плане);

c_{\max} – максимальная толщина профиля крыла;

l_0 – средняя длина строп; эффективная длина строп (расстояние от центра масс груза до хорды профиля центрального сечения крыла, проведённое в плоскости симметрии крыла);

d – диаметр строп;

n – количество строп;

ϑ_0 – угол установки крыла (угол между строительной горизонталью и хордой профиля центрального сечения крыла).

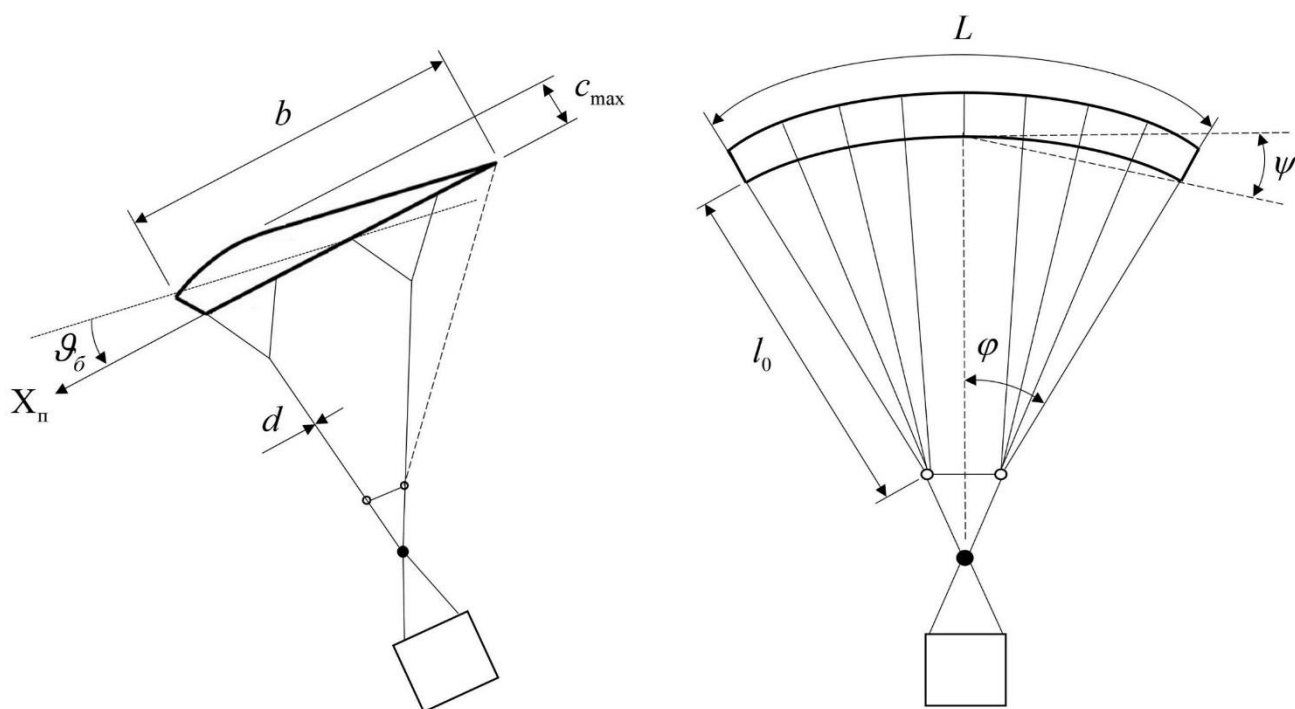


Рисунок 13 – Параметризованная конструкция управляемой планирующей парашютной грузовой системы

Данный набор конструктивных параметров представляет наиболее значимые геометрические параметры УППГС на ранних этапах проектирования по степени влияния на лётно-технические, экономические характеристики и характеристики устойчивости.

Выбранные параметры определяют удлинение, площадь и угол поперечного V крыла:

$$\lambda = \frac{L^2}{S} = \frac{L}{b} \quad (4)$$

$$S = \lambda \cdot b^2 = L \cdot b \quad (5)$$

$$\psi = \frac{L}{4l_0} \quad (6)$$

где λ – удлинение крыла;

S – площадь крыла парашюта в плане;

ψ – угол поперечного V крыла.

Исследование ограничивается рассмотрением УППГС с площадью крыла до 90 м² для грузов массой до 1000 кг, из всех способов рифления рассматривается рифление крыла с помощью слайдера, т.к. слайдер является наиболее распространённым устройством рифления для планирующих парашютов малых и средних размеров [138, с. 2]. Процесс наполнения крыльев больших площадей имеет другой характер и в связи с этим используются другие системы рифления.

Функционирование УППГС в рамках работы рассматривается с момента начала наполнения основного парашюта (крыла). Т.е. система состоит из основного парашюта планирующего типа (крыла), стропной системы, подвесной системы и груза. Разработка аппаратной и программной части бортового блока управления в работе не рассматривается, блок моделируется как добавочная масса к полезной нагрузке.

1.3. Требования к управляемым планирующим парашютным грузовым системам

Облик УППГС определяется требованиями транспортной операции к определённым функциональным и эксплуатационным характеристикам. Под транспортной операцией понимается операция по доставке груза в заданную точку, осуществляемая авиационной транспортной системой путем десантирования. Требования транспортной операции отражаются в техническом задании на разработку УППГС.

Выделяются следующие ключевые требования к ПС планирующего типа [108, 186]:

- Точность доставки груза.
- Надёжность доставки (вероятность доставки груза в окрестность заданной точки с требуемой точностью).
- Сохранность груза после приземления и во время раскрытия крыла парашюта (обеспечение допустимых перегрузок и скорости приземления).
- Десантирование с широким диапазоном скоростей сброса.
- Обеспечение сохранности носителя
- Десантирование с больших высот.
- Обеспечение доставки груза в заданную точку приземления при её удалённости от точки сброса (дальность планирования УППГС).
- Ветроустойчивость (пробивание ветра) – обеспечение скорости полёта, позволяющей УППГС лететь против предельно допустимого ветра.
- Минимальная стоимость (количество материала для производства системы).
- Стабильность лётных качеств.

По разным причинам ПС с грузом должна сбрасываться с больших высот. Для космических систем это обосновано требованиями безопасности спасаемого объекта, для военного применения – безопасностью авиационного носителя. Из-за десантирования с большой высоты УППГС в течение длительного периода времени подвергается воздействию, как правило, неизвестного по направлению и

скорости ветра, поэтому фактическая точка приземления может существенно расходиться с целевой точкой доставки. Техника десантирования с большой высоты и раскрытия основного парашюта на низкой высоте уменьшает влияние неизвестного профиля ветра, однако такой подход не всегда может использоваться взамен более надёжного стандартного подхода с раскрытием парашюта на большой высоте, когда крыло раскрывается с небольшой задержкой после выхода из носителя. Кроме того, при наличии информации о профиле ветров на высоте, техника десантирования с высотным раскрытием крыла позволяет носителю держаться вдали от зоны выброски, что обычно требуется и с эксплуатационной точки зрения.

Если носитель летит на безопасной высоте, то непременно ухудшается точность десантирования из-за неточности определения точки выброски, нестабильности атмосферы и динамики неучтённой при моделировании системы. Например, для спасения спускаемых аппаратов из космоса траектории возврата позволяют получить нужное положение для введения в действие парашютной системы только с определённым отклонением. Таким образом, возможность управляемого спуска в горизонтальной плоскости очень важна и подразумевает за собой наличие планирующих свойств парашюта и способности пробивания ветра для того, чтобы достичь назначенной посадочной площадки.

В настоящее время предъявляются следующие требования к высокоточным авиационным системам доставки грузов на базе планирующих ПС [186, с. 15]:

- Высота десантирования: до 8 км
- Дальность планирования: до 37 км (в зависимости от ветра)
- Аэродинамическое качество: 2.2–3.5
- Точность: пороговая – 100 м, целевая – менее 50 м
- Расчётная точка сброса: широкий диапазон по высоте и скорости сброса
- Масса полезной нагрузки: от 225 кг до 19 тонн
- Посадка: мягкая посадка против ветра

Чтобы удовлетворять описанным выше требованиям ПС должна обеспечивать:

- высокое аэродинамическое качество;
- скорость полёта УППГС, обеспечивающую полет против предельно допустимого ветра;
- статическую и динамическую устойчивость системы в эксплуатационных режимах при управляющих воздействиях и внешних возмущениях (порывах ветра);
- приемлемые показатели управляемости;
- надёжность процесса вытягивания и наполнения крыла парашюта;
- высокую степень надёжности системы;
- необходимую посадочную характеристику – динамику посадочного манёвра (динамического «подрыва»), обеспечивающую приемлемое гашение скорости приземления.

Описанные выше требования могут быть выражены через следующие лётно-технические характеристики (ЛТХ) УППГС:

- аэродинамическое качество УППГС K ;
- горизонтальная составляющая скорости УППГС при установившемся (крейсерском) режиме полёта $V_{гор}$;
- вертикальная составляющая скорости УППГС при установившемся режиме полёта $V_{вер}$;
- характеристики устойчивости (запас продольной статической устойчивости σ);
- манёвренность (радиус разворота, время полного разворота и скорости совершения маневров);
- характеристики управляемости;
- скорость приземления при динамическом торможении $V_{пр}$.

Необходимая дальность планирования УППГС определяет эксплуатационное аэродинамическое качество K при заданной удельной нагрузке на крыло m/S . Тип рифления парашюта, высота и скорость десантирования

определяют максимальную перегрузку n_{\max} приходящуюся на полезную нагрузку во время процесса наполнения крыла. Так как рифление с помощью слайдера является стандартным решением для планирующих парашютов площадью до 90 м², процессом наполнения крыла (и соответствующими нагрузками) можно управлять варьированием конструктивных параметров.

Рассмотренные требования можно формализовать в виде вектора конструктивных требований и вектора ограничений.

Вектор конструктивных требований записывается следующим образом:

$$\mathbf{T} = [m_z, S_z, h_0, \vartheta_0, V_0, n_{\max \text{ доп}}, W_{\max}, h_{np}, V_{np \text{ max}}] \quad (7)$$

где \mathbf{T} – вектор конструктивных требований;

m_z – масса груза (полезной нагрузки);

S_z – характерная площадь груза (площадь фронтальной поверхности груза);

h_0 – максимальная высота десантирования системы;

ϑ_0 – угол наклона траектории при вводе ПС в действие;

V_0 – максимальная скорость десантирования;

$n_{\max \text{ доп}}$ – максимально допустимая перегрузка груза;

W_{\max} – максимально допустимая скорость ветра по условиям эксплуатации;

h_{np} – высота площадки приземления (относительно среднего уровня моря);

$V_{np \text{ max}}$ – максимально допустимая скорость приземления груза.

Вектор ограничений представляет собой преобразованные неравенства, которые выражают условия прочности, ограничение массы ПС и максимальной перегрузки, условия устойчивости, пробивания ветра и приземления с заданной скоростью:

$$c(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \sigma_{mk} - \sigma_{mk.p} \\ \sigma_{cm} - \sigma_{cm.p} \\ m_{ПС} - k_m m_z \\ n_{\max} - n_{\max \text{ доп}} \\ \sigma - \sigma_{\min} \\ \alpha_{\delta} - \alpha_{\max} \\ \alpha_{\min} - \alpha_{\delta} \\ W_{\max} - V_{\text{зоп}} \\ V_{np} - V_{np \max} \end{bmatrix} \leq \mathbf{0}_{9 \times 1} \quad (8)$$

где $c(\mathbf{x})$ – вектор ограничений;

$\mathbf{0}_{9 \times 1}$ – нулевая матрица, размером 9×1 .

Рассмотрим подробнее элементы вектора ограничений в форме неравенств.

Условие прочности ткани крыла парашюта:

$$\sigma_{mk} \geq \sigma_{mk.p} \quad (9)$$

где σ_{mk} – номинальная разрывная прочность ткани, определяемая по базе материалов;

$\sigma_{mk.p}$ – расчётная максимальная прочность ткани крыла.

Условие прочности строп парашюта:

$$\sigma_{cm} \geq \sigma_{cm.p} \quad (10)$$

где σ_{cm} – номинальная разрывная прочность шнура (стропы), определяемая по базе материалов;

$\sigma_{cm.p}$ – расчётная прочность стропы.

Ограничение по максимальной перегрузке:

$$n_{\max} \leq n_{\max \text{ доп}} \quad (11)$$

Ограничение по массе парашютной системы:

$$m_{ПС} \leq k_m m_z \quad (12)$$

где $m_{ПС}$ – масса парашютной системы (масса крыла и стропной системы);

k_m – коэффициент относительной массы парашютной системы.

Условие обеспечения устойчивости системы груз-парашют с необходимым запасом устойчивости:

$$\sigma \leq \sigma_{\min} \quad (13)$$

где $\sigma = \frac{\partial m_z}{\partial \alpha}(\alpha_{\bar{o}})$ – запас продольной статической устойчивости системы при

балансировочном угле атаки;

$\alpha_{\bar{o}}$ – балансировочный угол атаки (угол атаки при установившемся планирующем полёте);

σ_{\min} – минимальный запас продольной статической устойчивости.

Условия запаса по углу атаки для обеспечения динамической устойчивости к внешним возмущениям:

$$\alpha_{\bar{o}} \leq \alpha_{\max} \quad (14)$$

$$\alpha_{\bar{o}} \geq \alpha_{\min} \quad (15)$$

α_{\max} – максимально допустимый угол атаки, рассчитываемый от критического угла атаки с учётом запаса по условиям срыва;

α_{\min} – минимально допустимый угол атаки, рассчитываемый с учётом запаса по условиям фронтального сложения.

Требование пробивания ветра подразумевает обеспечение горизонтальной составляющей крейсерской скорости полёта системы груз-парашют, превышающей максимальную скорость ветра в прогнозируемых условиях эксплуатации:

$$V_{гор} \geq W_{\max} \quad (16)$$

где $V_{гор}$ – горизонтальная составляющая воздушной скорости УППГС при установившемся (крейсерском) режиме полёта.

Требование по обеспечению заданной скорости приземления:

$$V_{np} \leq V_{np \max} \quad (17)$$

где V_{np} – вертикальная составляющая скорости приземления при динамическом торможении.

1.4. Постановка задачи исследования

1.4.1. Вербальная постановка задачи

Целью работы является разработка методики определения облика УППГС на основе эволюционного алгоритма и многодисциплинарной архитектуры оптимизации, учитывающей специфику транспортной операции и позволяющей оптимизировать конструкцию по нескольким критериям.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие **задачи**:

1. Провести параметризацию конструкции УППГС, формализовать требования транспортных операций к УППГС и ограничения, накладываемые условиями эксплуатации высокоточных авиационных систем доставки грузов.

2. Разработать математическую модель функционирования УППГС на основе существующих моделей УППГС и провести валидацию моделей путём сравнения результатов математического моделирования с экспериментальными данными.

3. Разработать методику определения облика УППГС под параметры транспортной операции и провести её валидацию путём сравнения рассчитанных характеристик УППГС с характеристиками, заявленными производителями.

4. Провести вычислительный эксперимент по определению влияния конструктивных параметров на характеристики УППГС.

5. Оценить эффективность разработанной методики путём решения задач определения облика УППГС.

1.4.2. Математическая постановка задачи

Математически задачу определения облика УППГС можно сформулировать в форме многодисциплинарной многокритериальной оптимизационной задачи: найти такой элемент \mathbf{x}^* , который доставляет минимальное значение $f(\mathbf{x}^*, \mathbf{y}^*(\mathbf{x}, \mathbf{y}))$

заданной функции $f(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y}))$ при условии соблюдения ограничений $c_0(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y})) \leq 0$, $c_i(\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_i, \mathbf{y}_i(\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_i, \mathbf{y}_{j \neq i})) \leq 0$ для $i = 1, \dots, N$ и $\mathbf{x}_{\text{нг}} < \mathbf{x} < \mathbf{x}_{\text{вг}}$,

где $f(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y})) = [f_1(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y})), f_2(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y})), \dots, f_n(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y}))]$ – векторная оценка возможного решения \mathbf{x} ;

$f = (f_1, f_2, \dots, f_n)$ – векторный критерий;

f_j – критерии оптимальности (целевые функции);

$\mathbf{x} = [\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_1, \dots, \mathbf{x}_N]$ – возможное решение;

\mathbf{x}_0 – вектор глобальных переменных (используемых более чем в одной дисциплине);

\mathbf{x}_i – вектор локальных переменных (используемых только в пределах одной дисциплины);

\mathbf{x}^* – оптимальное решение;

$\mathbf{x}_{\text{нг}}$, $\mathbf{x}_{\text{вг}}$ – векторы нижней и верхних границ возможных решений;

$\mathbf{y} = [\mathbf{y}_1, \dots, \mathbf{y}_N]$ – вектор переменных связей (выходные данные дисциплинарного анализа);

\mathbf{y}_i – вектор переменных связей для i -ой дисциплины;

\mathbf{y}^* – вектор переменных связей в точке оптимального решения;

$c_0(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y}))$ – вектор-функция глобальных ограничений (ограничивающий более чем одну дисциплину);

$c_i(\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_i, \mathbf{y}_i(\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_i, \mathbf{y}_{j \neq i}))$ – вектор-функция локальных ограничений i -ой дисциплины;

N – количество дисциплин.

Или в стандартной форме оптимизационной задачи:

минимизировать $f(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y}))$

относительно \mathbf{x}

при условии $c_0(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y})) \leq 0$

$c_i(\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_i, \mathbf{y}_i(\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_i, \mathbf{y}_{j \neq i})) \leq 0$

$$\mathbf{x}_{\text{нг}} < \mathbf{x} < \mathbf{x}_{\text{вг}}$$

Раскрывая специфику задачи определения оптимального облика УППГС математическая постановка задачи принимает следующий вид:

Глобальные переменные: $\mathbf{x}_0 = [L, b, c_{\max}, l_0, d, n, \vartheta_0]$.

Локальные переменные: отсутствуют.

Переменные связей: $\mathbf{y} = [m_{\text{ПС}}, F_{\max}, \alpha_0, \mathbf{c}_a, V_{y\min}]$,

где F_{\max} – максимальная сила при наполнении крыла парашюта; \mathbf{c}_a – вектор аэродинамических коэффициентов УППГС, $V_{y\min}$ – вертикальная составляющая скорости приземления УППГС при динамическом торможении.

Глобальные ограничения: $\sigma_{\text{тк}} \leq \sigma_{\text{тк.р}}$

$$\sigma_{\text{ст}} \leq \sigma_{\text{ст.р}}$$

$$n_{\max} \leq n_{\max \text{ доп}}$$

$$m_{\text{ПС}} \leq k_m m_e$$

$$\sigma \leq \sigma_{\min}$$

$$\alpha_0 \leq \alpha_{\max}$$

$$\alpha_0 \geq \alpha_{\min}$$

$$V_{\text{гор}} \geq W_{\max}$$

$$V_{\text{пр}} \leq V_{\text{пр max}}$$

Локальные ограничения: отсутствуют.

Постановка задачи на базе архитектуры MDF:

минимизировать $[f_1(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y})), f_2(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y})), \dots, f_n(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y}))]$

относительно $\mathbf{x} = [L, b, c_{\max}, l_0, d, n, \vartheta_0]$

$$\text{при условии } \mathbf{c}_0 = \begin{bmatrix} \sigma_{mk}(\mathbf{x}, y_2) - \sigma_{mk.p} \\ \sigma_{cm}(\mathbf{x}, y_2) - \sigma_{cm.p} \\ m_{PC}(\mathbf{x}, y_2) - k_m m_2 \\ n_{\max}(\mathbf{x}, y_1) - n_{\max \text{ доп}} \\ \sigma(\mathbf{x}, y_1) - \sigma_{\min} \\ \alpha_{\delta}(\mathbf{x}, y_1) - \alpha_{\max} \\ \alpha_{\min}(\mathbf{x}, y_1) - \alpha_{\delta} \\ W_{\max} - V_{\text{зоп}}(\mathbf{x}, y_1) \\ V_{np}(\mathbf{x}, y_1) - V_{np \max} \end{bmatrix} \leq \mathbf{0}_{9 \times 1}$$

$$\mathbf{c}_i = \emptyset \text{ для } i = 1, \dots, N$$

$$\mathbf{x}_{\text{нг}} < \mathbf{x} < \mathbf{x}_{\text{вг}}$$

1.5. Заключение

Выделены задачи, решаемые с помощью УППГС. Разработка УППГС охватывает широкий круг транспортных задач, включающих этап десантирования груза.

Сформулировано одно из направлений развития перспективных авиационных транспортных систем – применение УППГС для десантирования отработанных аккумуляторов электрического самолёта с целью увеличения его дальности. Предложенный способ позволяет увеличить дальность электрических самолётов на 10-22% в зависимости от относительной массы аккумуляторов.

Приведён обзор и анализ состояния работ по тематике УППГС. Рассмотрены существующие методы оптимизации, применяемые в процессе проектирования УППГС. Приведены основные нерешённые проблемы и направления развития УППГС и методов их проектирования.

На этапе формирования облика УППГС необходима разработка комплексной математической модели функционирования компоновки «объект + парашютная система».

В настоящее время существует острая необходимость в разработке новой современной методики проектирования УППГС, которая позволит сделать переход разработки УППГС на новую информационно-расчетную технологию проектирования ПС – опережающее математическое моделирование и оптимизация конструкция системы.

Выбор будущего облика УППГС является одним из ключевых моментов всего процесса разработки системы. Большое значение имеет проработка контракта, для проработки которого необходимо предоставление гораздо большей научной информации, чем раньше, потому что недостаточно проработанный проект может в дальнейшем сильно осложнить разработку. Т.е. оптимальный облик ПС имеет решающее значение для заключения контракта.

Использование современных методов математического моделирования при формировании облика УППГС обеспечивает возможность сокращения объёма и сроков испытаний с одновременным повышением их информативности.

Проведён анализ конструкции УППГС и предложена схема её параметризации в виде вектора конструктивных параметров $\mathbf{x} = [L, b, c_{\max}, l_0, d, n, \mathcal{G}_\sigma]$.

Формализованы требования и ограничения транспортных операций, накладываемые на конструкцию УППГС в виде вектора конструктивных требований $\mathbf{T} = [m_z, S_z, h_0, \mathcal{G}_0, V_0, n_{\max \text{ доп}}, W_{\max}, h_{np}, V_{np \max}]$ и вектора ограничений $c(\mathbf{x})$.

Сформулирована постановка задачи диссертации в вербальной и математической формах в терминах нелинейного математического программирования.

Поставленная вербальная и математическая задачи исследования показали, что для успешного синтеза конструкции УППГС необходимо разработать новый подход к формированию облика ПС исходя из жёстких ограничений условий её эксплуатации и специфики транспортных операций. Математическая задача

отыскания облика системы поставлена как задача многокритериальной оптимизации в смешанно целочисленной постановке.

Глава 2. Математическое моделирование управляемой планирующей парашютной грузовой системы

УППГС является технической системой со сложными законами функционирования, которая может входить в авиационные комплексы более высокого уровня. ПС проявляет себя в системах более высокого уровня через лётно-технические и экономические характеристики, которые определяются конструктивными параметрами ПС, выбираемыми в процессе проектирования, т.е. определяются её обликом.

Основополагающими этапами процесса разработки УППГС являются этапы определения требований к системе и её предварительное проектирование. Из анализа особенностей и направлений развития УППГС (рассмотрены в главе 1), следует, что создание технически и экономически эффективной ПС, предназначенной для высокоточной доставки полезной нагрузки в заданную точку, является сложной и трудоёмкой задачей. Поэтому уже на стадии разработки технического предложения необходимо определить оптимальное сочетание конструктивных параметров УППГС, т.е. определить облик системы, который наилучшим образом соответствует поставленным задачам.

Для описания такой технической системы как УППГС на ранних этапах проектирования удобно использовать методики, позволяющие численно описать параметры и законы функционирования системы. При создании таких методик необходимо решить следующие задачи:

- задачу изучения УППГС как системы и установления функциональных связей между элементами данной системы;
- задачу разработки математической модели функционирования УППГС и модификации существующих математических моделей, описывающих УППГС с определённой степенью точности.

Первая задача связана с вопросом выбора критериев оценки тех или иных конструктивных параметров, определяющих облик УППГС. Критерии оценки

принятых технических решений должны отражать цель проектирования и должны быть определены количественно.

Задача изучения УППГС была рассмотрена в главе 1, выбор критерия оценки облика УППГС рассмотрен в главе 3. В настоящей главе рассматривается задача разработки модели функционирования УППГС на основе существующих моделей отдельных этапов её функционирования для дальнейшего использования в методике определения облика системы.

При разработке математической модели используется модульный принцип, при котором отдельные группы параметров характеризующие геометрические, массовые, аэродинамические, экономические и другие свойства ПС объединяются в модули (блоки или модели). Преимуществами такого подхода являются возможность параллельной разработки блоков специалистами, компетентными в определённых областях, и возможность доработки и добавления новых блоков без перестройки математической модели функционирования УППГС целиком.

Блоки представляют собой системы уравнений, однозначно описывающие определённые характеристики УППГС в зависимости от данных, входящих на вход блока математической модели.

На разных стадиях разработки УППГС используются различные методы расчёта, отличающиеся сложностью, точностью и объёмом необходимой информации, необходимой для построения модели. На ранних этапах проектирования, которые характеризуются ограниченным количеством данных, целесообразно применять полуэмпирические методы моделирования.

Важным этапом является валидация математических моделей. На данном этапе оценивается адекватность моделей и производится их корректировка с целью достижения необходимой точности моделирования. Специфика методики определения облика УППГС определяет необходимую сложность, точность и функционал применяемых математических моделей.

Для разработки методики определения облика УППГС необходимо сформировать математические модели, описывающие функционирование УППГС.

Согласно принципам многодисциплинарного подхода, комплексная математическая модель функционирования УППГС составлена из следующих модулей:

- математическая модель конструкции и прочности ПС, описывающая связь между конструктивным обликом системы, нагрузками при наполнении крыла парашюта и массой, материалами элементов, стоимостью ПС;
- математическая модель процесса наполнения крыла парашюта, определяющая через систему дифференциальных уравнений связь между заданными требованиями к УППГС, её конструктивным обликом и максимальной нагрузкой, действующей на элементы системы при раскрытии крыла, максимальной перегрузкой, действующей на полезную нагрузку;
- математическая модель аэродинамики УППГС, связывающая геометрические параметры системы (её конструктивный облик) с её аэродинамическими характеристиками;
- математическая модель установившегося режима полёта в продольном движении УППГС;
- математическая модель динамики полёта УППГС.

В связи с тем, что дисциплинарные математические модели не всегда могут использоваться напрямую в архитектурах многодисциплинарной оптимизации, необходима разработка комплексной математической модели функционирования УППГС, которая позволит адекватно оценить проектные решения выбираемые с помощью алгоритма оптимизации. Проектные решения оцениваются целевыми функциями и функцией ограничений.

В настоящей главе подробно рассматриваются модели, перечисленные выше. Математические модели реализованы программно в среде MATLAB.

2.1. Математическая модель конструкции и прочности парашютной системы

Объектом моделирования является парашютная система. Математическая модель определяет массу парашюта со стропной системой $m_{ПС}$, материалы крыла парашюта и строп и их стоимость C .

Допущения, принятые при описании математической модели:

- рассматривается только прямоугольная форма крыла в плане;
- в качестве профиля крыла рассматривается только профиль Clark YM-18, как наиболее широко применяемый;
- формообразование наполненного крыла носит приближенный характер и фронтальная проекция секции аппроксимируется дугой с постоянным радиусом;
- принимается, что выпуклость формы секции постоянна во всех сечениях фронтальной проекции крыла (длина дуги, аппроксимирующей выпуклость формы крыла, постоянна);
- количество секций крыла вычисляется приближенной эмпирической зависимостью, полученной путём анализа существующих конструкций и в процессе лётных испытаний УППГС;
- технологические припуски материалов и остатки ткани после отреза не учитываются;
- конструкция стропной системы принята одноярусной;
- количество строп формализуется эмпирической зависимостью, являющейся аппроксимацией существующих проектных решений.

Для определения массы и стоимости материалов парашютной системы необходимо описать её геометрию в математической форме.

Как правило, при проектировании планирующего парашюта с увеличением удлинения крыла увеличивают количество строп для обеспечения условия качественного формообразования (сохранения формы профиля крыла и формы крыла во фронтальной проекции). Количество строп парашюта вычисляется по

следующей зависимости, отражающей факт, что количество строп возрастает с увеличением удлинения крыла [106, с. 14]:

$$n = 8 + 16\lambda \quad (18)$$

где n – количество строп;

$\lambda = \frac{L}{b}$ – удлинение крыла, вычисленное на основе размаха крыла в плане;

L – размах крыла в плане;

b – средняя аэродинамическая хорда крыла (хорда крыла прямоугольного в плане).

Эта зависимость имеет эмпирический характер и является аппроксимацией конструкторских решений, но на ранних этапах проектирования зависимость является достаточной и позволяет формализовать конструкторские решения по определению количества строп парашюта.

Количество секций крыла определяется такими факторами как: наполняемость крыла, устойчивость и жёсткость конструкции, требуемые лётно-технические характеристики и технологичность. Количество секций парашюта можно определить с помощью эмпирической зависимости [131, с. 11]:

$$n_{сек} = \frac{n}{2} - 6 \quad (19)$$

где $n_{сек}$ – количество секций парашюта.

Данная зависимость справедлива для планирующих ПС, рассчитанных для грузов лёгких весовых категорий, с четырьмя точками крепления строп по нагруженной силовой нервюре, при чередовании формообразующих нервюр через одну с силовыми и с центральными формообразующими нервюрами.

Форма наполненного крыла отличается от формы крыла в плане, поэтому необходимо учитывать выпуклость секций крыла во фронтальной проекции.

Для того, чтобы наполненное крыло соответствовало по параметрам спроектированному, необходимо выполнение равенства:

$$L_{нан} = L \quad (20)$$

где $L_{нан}$ – размах наполненного крыла;

L – размах крыла в плане.

Форма наполненной секции крыла аппроксимируется дугой с радиусом $r_{сек}$ (рисунок 14). Длина дуги рассчитывается следующим образом:

$$s_{сек} = r_{сек} \alpha_{сек} \quad (21)$$

где $r_{сек} = \frac{L_{сек}}{2 \sin \frac{\alpha_{сек}}{2}}$ – радиус дуги;

$\alpha_{сек} = 2 \arctan \left(\frac{L_{сек}}{h_{сек}} \right)$ – центральный угол дуги;

$L_{сек}$ – расстояние между нервюрами наполненного крыла;

$h_{сек} = c_{\max}$ – толщина нервюры, принятая равной максимальной толщине профиля крыла.

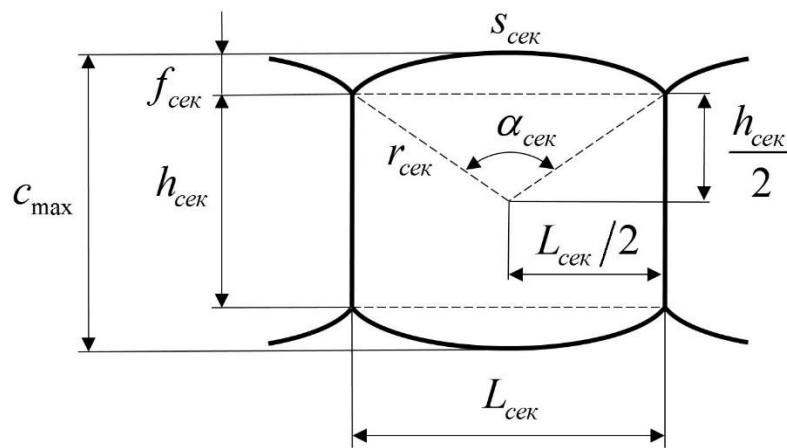


Рисунок 14 – Геометрия секции крыла в наполненном состоянии

Расстояние между нервюрами наполненного крыла зависит от количества секций крыла:

$$L_{сек} = \frac{L}{n_{сек}} \quad (22)$$

Толщина наполненного профиля секции вычисляется следующим образом:

$$c_{нап} = h_{сек} + 2f_{сек} \quad (23)$$

где $f_{сек} = r_{сек} - \frac{h_{сек}}{2} = r_{сек} \left(1 - \cos \frac{\alpha_{сек}}{2} \right)$.

После определения геометрии и прочностного расчёта материалов планирующей ПС вычисляется её масса.

На основании данных прочностного расчёта, по выбранным материалам крыла и строп парашюта определяются их плотности (ρ_{mk} , ρ_{cm}), ширина полотна ткани крыла w_{mk} и стоимость материалов крыла и строп (C_1 и C_2).

Масса парашютной системы может быть определена с помощью плотностей материалов и характерных размеров её элементов:

$$m_{ПС} = \rho_{mk} S_{общ} + \rho_{cm} L_{cm} \quad (24)$$

где $m_{ПС}$ – масса парашютной системы, кг;

ρ_{mk} – плотность ткани крыла парашюта, кг/м²;

ρ_{cm} – плотность материала строп, кг/м;

$S_{общ}$ – общая площадь материалов всех элементов крыла, м²;

L_{cm} – суммарная длина строп, м.

При расчёте массы принято следующее допущение: масса и следовательно стоимость свободных концов, соединительных звеньев, чехла парашюта и вспомогательного оборудования мала по сравнению с массой и стоимостью материалов крыла и стропной системы, поэтому ей можно пренебречь.

Общую площадь материалов всех элементов крыла можно определить следующим образом:

$$S_{общ} = S_{mk} + (n_{сек} + 1)S_{нер} \quad (25)$$

где $S_{mk} = 2n_{сек}(s_{сек}b)$ – площадь ткани верхней и нижней поверхностей крыла с учётом выпуклой формы секций;

$S_{нер}$ – площадь нервюры крыла.

Площадь нервюры $S_{нер}$ вычисляется методом линейной интерполяции площади профиля Clark YM-18 как функции от хорды крыла (с условием постоянной относительной толщины профиля).

Суммарная длина строп вычисляется с допущением, что все стропы равной длины, по следующей зависимости:

$$L_{cm} = n \cdot l_0 \quad (26)$$

Стоимость материалов парашютной системы определяется следующим образом:

$$C = C_1 \frac{S_{общ}}{l_{mk}} + C_2 L_{cm} \quad (27)$$

где C_1 – стоимость материала крыла парашюта, USD/м;

C_2 – стоимость материала строп, USD/м;

l_{mk} – ширина рулона ткани (задаётся в базе данных), м.

Расчёт парашютной системы на прочность и определение материалов крыла и строп

Материал крыла парашюта определяется по следующему алгоритму:

1. Выбор материалов, удовлетворяющих условиям прочности.
2. Выбор из материалов, удовлетворяющих условиям прочности, материалов с наименьшей стоимостью.
3. Выбор из материалов с наименьшей стоимостью материалов с наибольшей прочностью.

Условие прочности ткани крыла парашюта записывается следующим образом:

$$\sigma_{mk} \geq \sigma_{mk.p} \quad (28)$$

где σ_{mk} – номинальная разрывная прочность ткани, определяемая по базе материалов, Н/м;

$\sigma_{mk.p}$ – расчётная прочность ткани крыла, Н/м.

Прочностной расчёт материала крыла парашюта ведут по максимальной расчётной нагрузке. Максимальная нагрузка на оболочку крыла планирующего парашюта приходится во время его раскрытия и наполнения. В этот момент на оболочку действует сила натяжения вдоль размаха крыла.

Расчётная прочность материала крыла в первом приближении рассчитывается как напряжение в вертикальном фронтальном сечении крыла в направлении разрыва шва по утку [23, с. 193] (рисунок 15):

$$\sigma_{\text{тк.р}} = \frac{\eta f (0.5 F_{\text{max}})}{\alpha_{\text{тк}} \alpha_{\text{ш.у.}} b} \quad (29)$$

где $\eta = 1.1$ – запас прочности парашюта;

f – коэффициент безопасности, обеспечивающий требуемую надёжность по прочности;

для вероятности безотказной работы ВБР = 0.95 $f = 1.3$;

ВБР = 0.99 $f = 1.4$;

ВБР = 0.999 $f = 1.5$;

F_{max} – расчётная максимальная нагрузка, действующая на парашют, определяется как максимальная сила, действующая на оболочку крыла при наполнении парашюта;

$\alpha_{\text{тк}} = 0.825$ – коэффициент ослабления ткани в процессе эксплуатации;

$\alpha_{\text{ш.у.}} = 0.6$ – коэффициент ослабления ткани швом, расположенным перпендикулярно утку;

b – средняя хорда крыла.

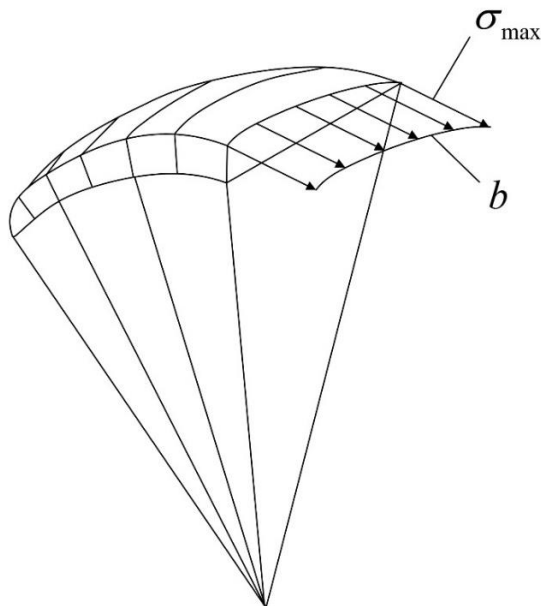


Рисунок 15 – Расчётная схема крыла планирующего парашюта

Материал строп определяется по следующему алгоритму:

1. Выбор материалов с заданным диаметром строп d (диаметр d является элементом вектора конструктивных параметров парашютной системы \mathbf{x} , который является входной величиной математической модели).
2. Выбор материалов, удовлетворяющих условиям прочности.
3. Выбор из материалов, удовлетворяющих условиям прочности, материалов с наименьшей стоимостью.
4. Выбор из материалов с наименьшей стоимостью материалов с наибольшей прочностью.

Условие прочности строп парашюта заключается в выполнении следующего неравенства:

$$\sigma_{ст} \geq \sigma_{ст.р} \quad (30)$$

где $\sigma_{ст}$ – номинальная разрывная прочность шнура (стропы), определяемая по базе материалов, Н;

$\sigma_{ст.р}$ – расчётная прочность стропы, Н.

Минимальная номинальная прочность шнура при заданном числе строп определяется следующим образом [23, с. 194] (рисунок 16):

$$\sigma_{ст.р} = \frac{\eta f F_{\max}}{\alpha_{нн} n K_{пр}} \quad (31)$$

где $\alpha_{нн} = 0.75$ – коэффициент неравномерности нагружения строп с учётом воздействия светопогоды;

n – количество строп;

$K_{пр} = \alpha_{сш} \alpha_{ож} \alpha_{сн} = 0.504$ – коэффициент потери прочности парашюта при коэффициенте потери прочности по сшивке $\alpha_{сш} = 0.9$, коэффициенте потери прочности от ожигаемости $\alpha_{ож} = 0.7$ и коэффициенте потери прочности от действия светопогоды $\alpha_{сн} = 0.8$.

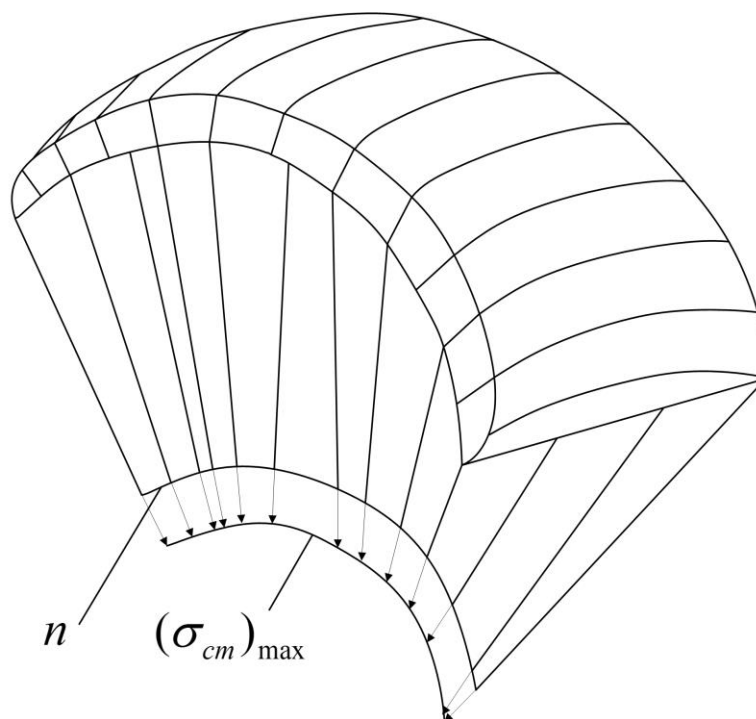


Рисунок 16 – Расчётная схема стропной системы

Материалы крыла и строп ПС заданы по стандартам ГОСТ и PIA-C (MIL-C) [180–183, 193, 194] на ткани, применяющиеся в парашютных системах. Программно база материалов (Таблицы 1-2) задана в пакете MATLAB массивом ячеек.

Таблица 1 – База материалов, используемых для крыла парашюта

Материал	Прочность σ , кгс/м ²	Удельная масса ρ , кг/м ²	Ширина полотна $w_{тк}$, М	Стоимость C_1 , USD/м
Nylon Ripstop Fabric MIL-C-44378 Type IV	803.61	0.04	1.63	10.88
Nylon Twill MIL-C-7020 Type II	750.04	0.037	1.52	3.83
Nylon Ripstop Fabric Soar Coat	767.89	0.038	1.63	13.08
Техническая ткань капроновая арт. 56002 (ГОСТ 16428-89)	858.6	0.049	0.89	2
Техническая ткань капроновая арт. 56004 (ГОСТ 16428-89)	758.67	0.047	0.89	1.83
Техническая ткань капроновая арт. 56005 (ГОСТ 16428-89)	999.33	0.06	0.905	2.29

Материал	Прочность σ , кгс/м ²	Удельная масса ρ , кг/м ²	Ширина полотна $W_{тк}$, м	Стоимость C_1 , USD/м
Техническая ткань капроновая арт. 56009 (ГОСТ 13090-90)	958.54	0.056	1.05	4.05
Техническая ткань капроновая арт. 56011П (ТУ 17 РСФСР 62- 3772-81)	440.11	0.038	0.99	2.48
Техническая ткань капроновая арт. 56011АП (ТУ 17 РСФСР 62- 3772-81)	560.23	0.038	1	2.76
'Техническая ткань капроновая арт. 56023 (ГОСТ 16428-89)'	1998.7	0.116	0.87	2.19
Техническая ткань капроновая арт. 56028 (ГОСТ 16428-89)	3997.3	0.18	0.86	3.18
Техническая ткань из нитей СВМ арт. 56305 (ТУ 17 РСФСР 62- 9261-79)	5596.2	0.115	1	57.2
Техническая ткань капроновая 56307 КП (ТУ 17 РСФСР 62- 8398-78)	699.53	0.035	0.92	3.05
Техническая ткань капроновая арт. 56321 (ГОСТ 16428-89)	1998.7	0.116	1.05	2.44
Ткань из нитей СВМ арт. 56380 (ТУ 17 РСФСР 62-10816-84)	7994.6	0.2	1.02	65.89

Таблица 2 – База материалов, используемых для строп парашюта

Материал	Диаметр стропы, мм	Прочность σ , кг	Удельная масса ρ , кг/м	Стоимость C_2 , USD/м
Nylon Cord MIL-C-5040 Type 1	1.588	43.09	0.0016	0.24
Nylon Cord MIL-C-5040 Type 2	3.175	181.44	0.0056	0.38
Nylon Cord MIL-C-5040 Type 3	4.763	249.48	0.0066	0.38
Nylon Cord MIL-C-5040 Type 4	4.763	340.19	0.0090	0.60

Материал	Диаметр стропы, мм	Прочность σ , кг	Удельная масса ρ , кг/м	Стоимость C_2 , USD/м
Braided Dacron Line MIL-T-C-2754 Type 1 (плетёный дакрон)	4.763	272.16	0.0083	0.49
Braided Dacron Line 3/16" 800 lb	4.763	362.87	0.0103	0.77
Braided Dacron Line MIL-T-C-2754 Type 2	4.763	453.59	0.0124	1.04
Spectra Microline (Spectra 1000) (Волокно Spectra)*	3.175	328.85	0.0042	0.98

Метод решения задачи

Площадь нервюры $S_{нер}$ вычисляется методом линейной интерполяции площади профиля Clark YM-18 как функции от хорды крыла (с условием постоянной относительной толщины профиля):

$$S_{нер} = f(c) \quad (32)$$

Геометрия профиля Clark YM-18 для интерполяции взята из баз данных аэродинамических профилей, находящихся в открытом доступе [195].

Остальные зависимости вычисляются алгебраически.

Реализация математической модели в виде подпрограммы

Данная математическая модель реализована в виде программы в среде MATLAB. Входными данными в данную модель являются геометрические параметры планирующей ПС (размах крыла, средняя хорда крыла, максимальная толщина профиля крыла, средняя длина строп и количество строп) и максимальная сила при наполнении крыла парашюта. Выходными данными являются масса парашютной системы, стоимость и индексы материалов системы (крыла и строп).

База данных материалов представляет собой массив ячеек, элементы которого соответствуют различным типам данных (прочность, удельная масса материала, стоимость материала и др. параметры). Обращение к элементам базы данных материалов происходит посредством индексов.

Спецификация программы

Среда программирования: MATLAB.

Входные данные:

$L, b, c_{\max}, l_0, d, n$ – элементы вектора основных конструктивных параметров системы \mathbf{x} ;

F_{\max} – максимальная сила при наполнении крыла парашюта.

Выходные данные:

$m_{ПС}$ – масса парашютной системы;

C – стоимость материалов парашютной системы;

$\mathbf{Material} = [Material_1; Material_2]$ – вектор, содержащий индексы материалов крыла и строп соответственно.

Ошибки

В модели предусмотрен контроль отсутствия в базе данных материалов, удовлетворяющих решению задачи.

В случае, если алгоритм не выявил материалов, подходящих по прочности, индексу материала присваивается нулевое значение, другим выходным параметрам присваиваются следующие значения:

$$m_{ПС} = 999999 \quad (33)$$

$$C = 999999 \quad (34)$$

Такие значения позволяют исключить вектор конструктивных параметров, заданный на входе модели, как неудовлетворяющий условиям задачи определения облика системы.

2.2. Математическая модель процесса наполнения крыла парашюта

Крыло планирующих парашютов наполняется аналогично парашютам с круглой формой купола до момента достижения своего практически полного размера с небольшим (неполным) наполнением секций крыла. После этого момента

планирующий парашют начинает быстро уходить в режим пикирования, во время которого секции крыла наполняются и затем система выходит на установившийся планирующий полёт.

Без контролируемого процесса наполнения планирующие парашюты создают большие перегрузки при раскрытии, так как фаза начального наполнения очень скоротечна (наполнение крыла планирующего парашюта значительно быстрее, чем наполнение купола круглого парашюта). Помимо перегрузки при раскрытии может возникать вторая пиковая перегрузка из-за возникновения аэродинамической подъёмной силы и силы лобового сопротивления во время фазы пикирования.

Для уменьшения перегрузок в процессе наполнения используются устройства рифления парашюта. Вторая пиковая перегрузка во время режима пикирования при раскрытии крыла демпфируется упреждающим отклонением задней кромки крыла.

В современных планирующих ПС с площадью крыла до 90 м² в качестве устройства рифления чаще всего применяется слайдер. Слайдер представляет собой ткань квадратной формы с четырьмя люверсами, каждый из которых скользит по одному из четырёх наборов строп, сводящихся в четыре свободных конца. Слайдер препятствует мгновенному раскрытию парашюта и продлевает его раскрытие, снижая таким образом перегрузки. Обычно площадь слайдера принимается равной 2% от площади основного парашюта.

На планирующих парашютах большой площади, предназначенных для тяжёлых и сверхтяжёлых грузов, используются другие устройства и способы рифления. Например, рифление средней части крыла по размаху, которое исключает из процесса наполнения набегающим потоком зарифованные секции в средней части крыла путём их сжатия по размаху. Однако, УППГС для тяжёлых и сверхтяжёлых грузов в данной работе не рассматриваются, поэтому и соответствующие им устройства рифления рассматриваться не будут.

Описание процесса наполнения планирующего парашюта с устройством рифления аналитическими методами проблематично, поэтому в данной работе

используется полуэмпирический метод решения системы уравнений [103, с. 5-39, 108, с. 46–49], описывающих динамику процесса наполнения крыла планирующего парашюта.

При рассмотрении динамики движения УППГС необходимо учитывать, что часто присоединённые массы воздуха по величине больше массы полезной нагрузки либо сопоставимы с ней. Силы, вызванные эффектом присоединённых масс воздуха, зависят от скорости изменения присоединённых масс и величины ускорения. Во время процесса наполнения крыла присоединённые массы изменяются с большой скоростью, что особенно справедливо для быстронаполняемых планирующих парашютов. Поэтому в данной работе используется математическая модель, в которой присоединённые массы воздуха учитываются в явном виде.

Такой подход подразумевает следующие допущения:

- коэффициент лобового сопротивления парашюта постоянен и сила лобового сопротивления крыла является функцией мгновенного значения эквивалентного диаметра парашюта;

- присоединённая масса m_a , связанная с парашютом, является функцией мгновенного значения эквивалентного диаметра;

- при расчёте присоединённой массы m_a парашют рассматривается как диск, обтекаемый невязкой идеальной жидкостью;

- время наполнения происходит в фиксированное безразмерное время $\tau_0 = \frac{V_s t_i}{D_0}$;

- скорость системы груз-парашют в момент пика силы натяжения строп принимается равной скорости десантирования (скорости ввода системы в поток из носителя);

- парашют и груз движутся с одинаковой скоростью и углом наклона траектории (как одна жёсткая система);

- в уравнениях движения аэродинамика груза не учитывается.

Большинство полуэмпирических методов описания процесса наполнения парашютов [103, 109, 111] основываются на данных допущениях.

При описании математической модели системы используются связанная с рассматриваемым объектом система координат OXY и нормальная земная система координат OX_gY_g (рисунок 17).

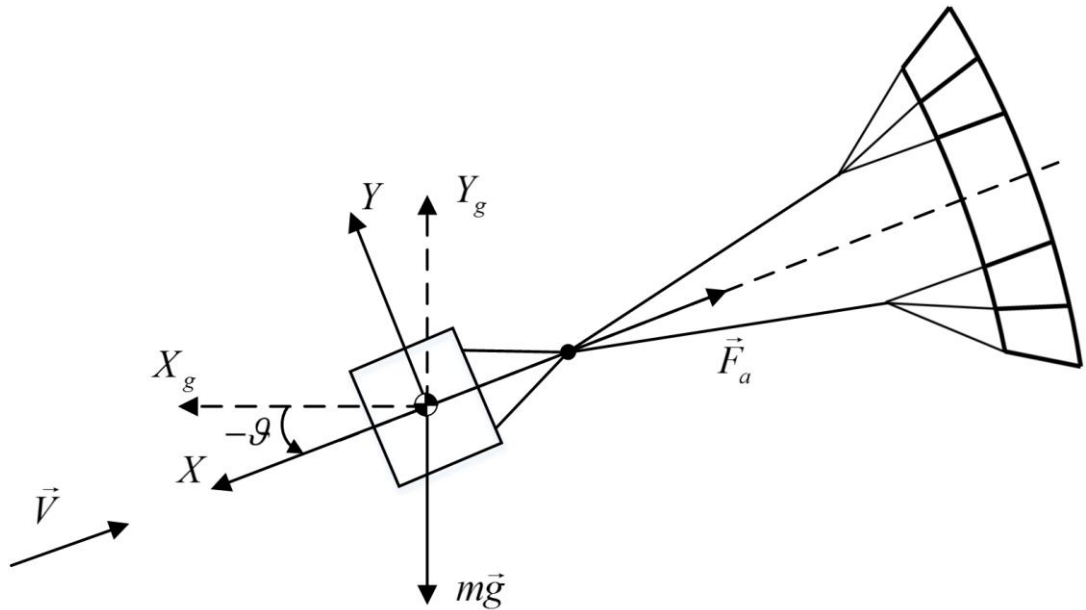


Рисунок 17 – Схема процесса наполнения крыла планирующего парашюта

Уравнения движения системы записываются в связанной системе координат:

$$m \frac{dV}{dt} = -mg \sin \vartheta - F_a - m_a \frac{dV}{dt} - V \frac{dm_a}{dt} \quad (35)$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = -g \frac{\cos \vartheta}{V} \quad (36)$$

где $m = m_2 + m_{ПС}$ – масса системы груз-парашют;

m_2 – масса груза;

$m_{ПС}$ – масса парашютной системы;

V – воздушная скорость системы груз-парашют;

ϑ – угол тангажа (наклона траектории) системы груз-парашют (угол между осью OX связанной системы координат и осью OX_g нормальной земной системы координат);

$F_a = \frac{1}{2} \rho V^2 c_{xa} S'$ – аэродинамическая сила при наполнении крыла парашюта;

$c_{xa} = 1$ – коэффициент лобового сопротивления планирующего парашюта с полностью отклонённой задней кромкой ($\bar{\delta}_s = 1$);

$g = 9.81$ м/с² – ускорение свободного падения;

ρ – плотность воздуха на текущей высоте (используется модель международной стандартной атмосферы (МСА), плотность задаётся как функция от высоты полёта), кг/м³;

$S' = \frac{\pi D^2}{4}$ – функция переменной площади эквивалентного диаметра парашюта;

$D = \begin{cases} D_0 \left(\frac{t}{t_i} \right)^{1.5}, & t \leq t_i \\ D_0, & t > t_i \end{cases}$ – функция изменения эквивалентного диаметра от времени;

$D_0 = \sqrt{\frac{4S}{\pi}}$ – эквивалентный диаметр (диаметр круга, площадь которого равна площади крыла в плане $S = L \cdot b$);

$m_a = \rho \frac{D^3}{3}$ – присоединённая масса для диска в направлении оси его симметрии (для невязкой жидкости);

$\frac{dm_a}{dt} = \begin{cases} 1.5 \rho D_0^3 \frac{t^{3.5}}{t_i^{4.5}}, & t \leq t_i \\ 0, & t > t_i \end{cases}$ – производная по времени от присоединённой массы

воздуха;

t_i – время наполнения крыла парашюта.

Для парашютных систем с устройством рифления типа слайдер время наполнения можно аппроксимировать следующим образом:

$$t_i = \frac{D_0}{V_s} \tau_0 \quad (37)$$

где V_s – скорость системы груз-парашют в момент пика силы натяжения строп (принимается равной скорости десантирования);

$\tau_0 = 14$ – безразмерное время наполнения для парашюта с рифлением слайдером [108, с. 48–49].

Сила при раскрытии и наполнении парашюта определяется из уравнений движения груза [119, 120] (без учёта аэродинамических сил, действующих на груз) (рисунок 18):

$$F = m_s \left(-g \sin \vartheta - \frac{dV}{dt} \right) \quad (38)$$

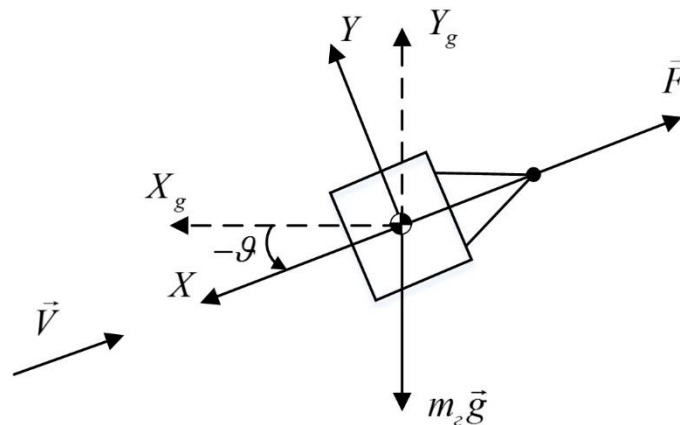


Рисунок 18 – Схема сил, действующих на груз во время наполнения крыла парашюта

Для определения соответствия системы требованиям ТЗ и параметрам транспортной операции по максимально допустимым перегрузкам необходимо вычислить перегрузки, действующие на полезную нагрузку. Перегрузка вычисляется как сумма сил (за исключением веса), действующих на груз в полёте и выраженных в долях веса груза:

$$\vec{n} = \frac{\Sigma \vec{F} - \vec{W}_s}{m_2 g} \quad (39)$$

где \vec{n} – перегрузка, выраженная в векторной форме;

$\vec{W} = m_2 g \begin{bmatrix} -\sin \vartheta \\ -\cos \vartheta \end{bmatrix}$ – вес груза в векторной форме, элементами которого являются

проекции на оси связанной системы координат;

$$\Sigma \vec{F} = \begin{bmatrix} -m_2 g \sin \vartheta - F \\ -m_2 g \cos \vartheta \end{bmatrix} - \text{вектор суммы сил, действующей на груз, элементами}$$

которого являются проекции на оси связанной системы координат.

Тогда проекции вектора перегрузки на оси связанной системы координат:

$$n_x = \frac{-F}{m_2 g}; n_y = 0 \quad (40)$$

Максимальная перегрузка вычисляется как максимум модуля отношения максимальной силы, действующей за время раскрытия и наполнения парашюта, к весу груза:

$$n_{\max} = \max \left| \frac{-F}{m_2 g} \right| \quad (41)$$

Метод решения задачи

Система дифференциальных уравнений (35)-(36) разрешается относительно скорости V и угла тангажа ϑ явным методом Рунге-Кутты 5-го порядка (метод Дормана-Принса).

Остальные зависимости вычисляются алгебраически.

Реализация математической модели в виде подпрограммы

Математическая модель процесса наполнения крыла парашюта реализована в виде программы в среде MATLAB. Входными данными в данную модель являются геометрические параметры планирующей ПС (размах крыла и средняя хорда крыла), элементы вектора требований (масса груза, скорость и высота десантирования, угол наклона траектории при вводе парашютной системы в действие) и масса парашютной системы. Выходными данными являются максимальная сила и перегрузка, возникающие в процессе наполнения крыла парашюта.

Спецификация программы

Среда программирования: MATLAB.

Входные данные:

L, b – элементы вектора основных конструктивных параметров системы \mathbf{x} ;

$m_z, V_0, h_0, \vartheta_0$ – элементы вектора требований \mathbf{T} ;

$m_{ПС}$ – масса парашютной системы.

Выходные данные:

F_{\max} – максимальная сила при наполнении крыла парашюта;

n_{\max} – максимальная перегрузка при наполнении крыла парашюта.

Ошибки

В модели предусмотрен контроль отсутствия в базе данных материалов, удовлетворяющих решению задачи.

В случае, если алгоритм не выявил материалов, подходящих по прочности, выходным параметрам присваиваются следующие значения:

$$F_{\max} = 999999 \quad (42)$$

$$n_{\max} = 999999 \quad (43)$$

Такие значения позволяют исключить вектор конструктивных параметров, заданный на входе модели, как неудовлетворяющий условиям задачи определения облика системы.

Проверка адекватности модели

Для оценки адекватности математической модели процесса наполнения крыла парашюта произведено моделирование наполнения планирующего парашюта МС-4 с рифлением слайдером. Характеристики парашютной системы МС-4: масса полезной нагрузки – 163 кг, размах крыла – 8.69 м, хорда крыла – 3.96 м. Начальные условия: скорость десантирования – $V_0 = 72$ м/с, высота десантирования $h_0 = 7620$ м, угол наклона траектории при введении системы в действие – $\vartheta = 0^\circ$.

Результаты моделирования изображены на рисунке 19. Расхождение между данными, полученными моделированием, и данными эксперимента [108, с. 49] по максимальной силе при раскрытии и наполнении крыла составляет 1.5%, что приемлемо для оценки необходимых прочностных характеристик материалов парашютной системы. Таким образом, используемая модель адекватна в соответствии с поставленной задачей.

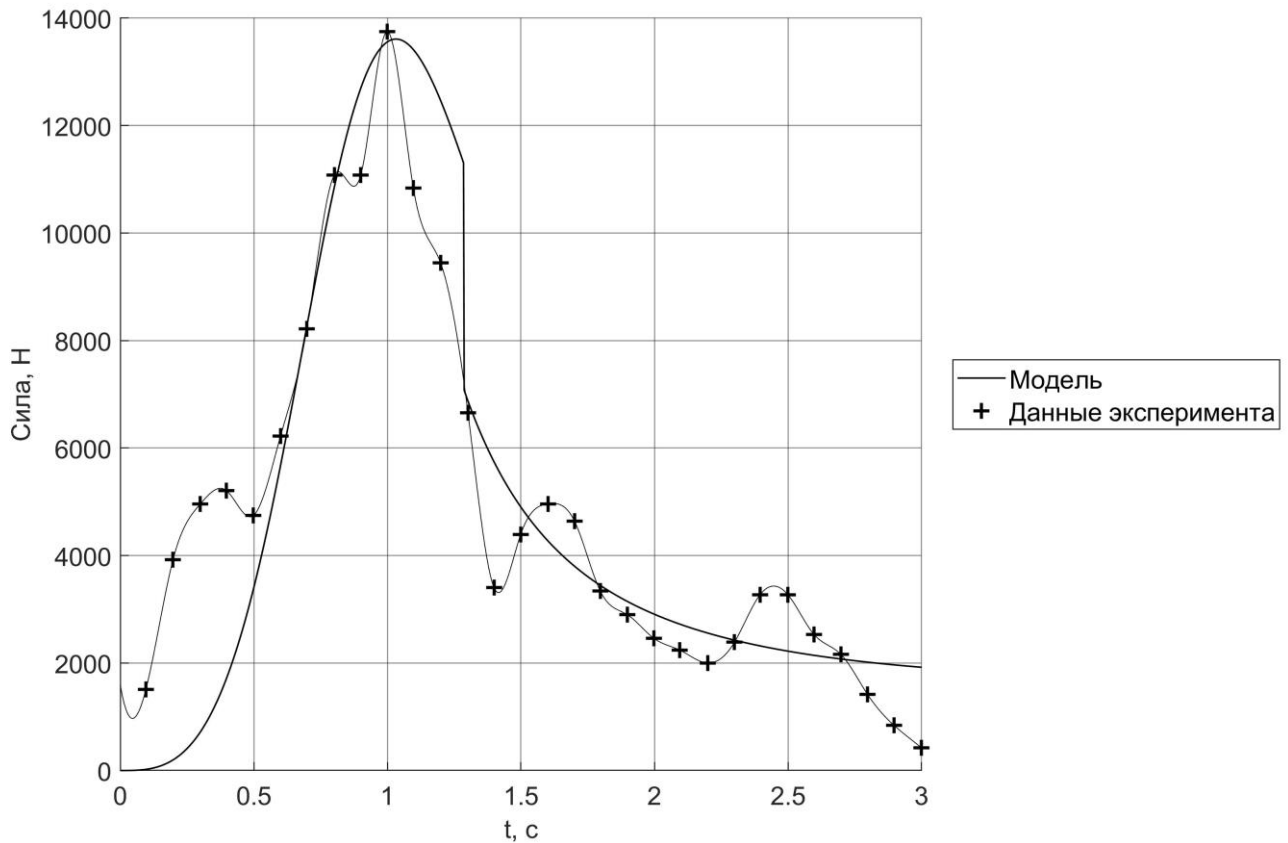


Рисунок 19 – Моделирование силы при раскрытии и наполнении планирующего парашюта МС-4

2.3. Математическая модель аэродинамики

Чаще всего для оценки аэродинамических характеристик планирующих парашютов используются численные методы. Численными методами, как правило, определяются характеристики жёстких плоских крыльев. Такой подход необходимо модифицировать с учётом специфики планирующих ПС. В

используемой модели аэродинамические коэффициенты крыла малого удлинения определяются аналитически. Аналитические выражения модифицированы с учётом следующих особенностей парашютного крыла, отличающих его от обычного жёсткого крыла:

- дополнительного лобового сопротивления от воздухозаборников, стропной системы, стабилизаторов и полезной нагрузки;
- для учёта влияния угла поперечного V крыла на подъёмную силу включены приближенные аналитические выражения;
- введены поправки для учёта арочности наполненного крыла парашюта.

Выражения, определяющие аэродинамические коэффициенты подъёмной силы c_{ya} и лобового сопротивления c_{xa} планирующей ПС, выведены с использованием теории несущих линий Прандтля и метода Вайсингера (расширенной теории несущих линий).

Таким образом, используемая в диссертации математическая модель аэродинамики [96] основана на теоретическом подходе к расчёту аэродинамических коэффициентов планирующей ПС, базирующемся на расширенной теории несущих линий для эллиптического жёсткого крыла с углом поперечного V . Модель представляет собой алгебраические зависимости для вычисления аэродинамических коэффициентов крыльев с различным удлинением и арочностью.

Преимущество аналитического подхода заключается в простоте оценки аэродинамических характеристик планирующего парашюта. Однако необходимо учитывать следующие допущения аналитического подхода:

- предполагается, что крыло планирующего парашюта имеет идеальную геометрию по размаху, совпадающую с лекалами нервюр;
- форма наполненного крыла в плане известна заранее или совпадает с расчётной;
- принимается, что крыло имеет прямоугольную форму в плане (для упрощения интегрирования выражений);

– упругость и деформируемость (нежесткость) конструкции парашюта не учитываются (деформируемость учитывается только в случае полуаналитической оценки производных управления при отклонении задней кромки крыла);

– приращение аэродинамических сил линейно зависимо от хода строп управления;

– эффекты присоединённых масс воздуха не учитываются;

– не учитываются явления срыва потока;

– не учитывается влияние стабилизаторов;

– положение центра давления принято постоянным на расстоянии, равном половине средней хорды крыла ($b/2$), от носка профиля крыла (изменение положения центра давления не учитывается).

Более точное прогнозирование характеристик может быть достигнуто с использованием методов вычислительной гидродинамики (CFD – Computational Fluid Dynamics) и методов аэрогидроупругости (Fluid Structure Interaction – FSI), однако эти методы требуют больших вычислительных мощностей и длительного времени расчёта задачи.

Выражения для аэродинамических коэффициентов парашюта c_{xa} , c_{ya} , c_{za} , m_x , m_y , m_z записаны в скоростной системе координат. Данные выражения являются аналитическими решениями интегралов распределений местных сил и моментов по поверхности крыла парашюта. Соответствующие аэродинамические силы и моменты могут быть записаны через эти коэффициенты следующим образом:

$$X_a = qSc_{xa} \quad (44)$$

$$Y_a = qSc_{ya} \quad (45)$$

$$Z_a = qSc_{za} \quad (46)$$

$$M_x = qSLm_x \quad (47)$$

$$M_y = qSLm_y \quad (48)$$

$$M_z = qSbm_z \quad (49)$$

Выражения для аэродинамических коэффициентов планирующего парашюта, записываются в принятой в области парашютостроения форме:

$$c_{xa} = c_{x0} + c_{xi}(\alpha) + c_{xa}^{\delta_s} \delta_s \quad (50)$$

$$c_{ya} = c_{ya}(\alpha) + c_{ya}^{\delta_s} \delta_s \quad (51)$$

$$c_{za} = c_{za}^{\beta} \beta + c_{za}^{\omega_x} \frac{L}{2V} \omega_x + c_{za}^{\omega_y} \frac{L}{2V} \omega_y + c_{za}^{\delta_a} \delta_a \quad (52)$$

$$m_x = m_x^{\beta} \beta + m_x^{\omega_x} \frac{L}{2V} \omega_x + m_x^{\omega_y} \frac{L}{2V} \omega_y + m_x^{\delta_a} \delta_a \quad (53)$$

$$m_y = m_y^{\beta} \beta + m_y^{\omega_x} \frac{L}{2V} \omega_x + m_y^{\omega_y} \frac{L}{2V} \omega_y + m_y^{\delta_a} \delta_a \quad (54)$$

$$m_z = m_{z0} + m_z^{\alpha} \alpha + m_z^{\omega_z} \frac{b}{2V} \omega_z + m_z^{\delta_s} \delta_s \quad (55)$$

Коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъёмной силе (профильное сопротивление) можно оценить суммируя вклад сопротивлений различных составляющих, полученных экспериментальным путём [170]:

- базовое сопротивление профиля крыла (для типового профиля): $c_{xa} = 0.015$;
- неровности поверхности крыла и шероховатость ткани: $c_{xa} = 0.004$;
- открытый носок профиля (воздухозаборник): $c_{xa} = 0.5 \frac{h}{b}$;
- лобовое сопротивление стабилизаторов: $c_{xa} = 0.0001$.

Таким образом, профильное сопротивление можно вычислить по следующей зависимости:

$$c_{x0} = 0.0191 + 0.5 \frac{h}{b} \quad (56)$$

где h – высота воздухозаборника;

b – хорда крыла.

Коэффициент индуктивного сопротивления:

$$c_{xi}(\alpha) = \frac{(c_{ya}^{\alpha})^2}{e\pi\lambda} \left[\alpha \cos \frac{\varphi}{2} - \alpha_0 \right]^2 \quad (57)$$

где $e = (1 + \delta)^{-1}$, $e = 0.8$ – коэффициент эффективности Освальда (принимается равным 0.8).

Часть коэффициента аэродинамической подъёмной силы, зависящая от угла атаки:

$$c_{ya}(\alpha) = c_{ya}^{\alpha} \left[\alpha \cos \frac{\varphi}{2} - \alpha_0 \right] \cos \frac{\varphi}{2} \quad (58)$$

где $c_{ya}^{\alpha} = \frac{\pi \lambda c_{ya}^{\alpha\alpha}}{\sqrt{(\pi \lambda)^2 + (c_{ya}^{\alpha\alpha})^2} + c_{ya}^{\alpha\alpha}}$ – угловой коэффициент кривой аэродинамической

подъёмной силы (уравнение Helmbold'a для крыльев без стреловидности с малым удлинением);

$c_{ya}^{\alpha\alpha} = 6.89 \text{ рад}^{-1}$ – угловой коэффициент кривой аэродинамической подъёмной силы для случая двумерного обтекания профиля (теоретическое значение, получено методом вихревого слоя для аэродинамического профиля Clark Y с относительной толщиной 18%);

$\alpha_0 = -7^\circ$ – угол атаки при нулевой подъёмной силе;

$\lambda = \frac{L}{b}$ – удлинение крыла;

$\varphi = \frac{L}{2l_0}$ – угол арочности крыла (рисунок 20).

Коэффициенты m_{z0} и m_z^{α} равны нулю в соответствии с допущением о неизменном положении центра давления крыла на расстоянии $b/2$ от носка профиля:

$$m_{z0} = 0 \quad (59)$$

$$m_z^{\alpha} = 0 \quad (60)$$

Производная демпфирования по тангажу:

$$m_z^{\omega_z} = -\frac{c_{ya}^{\alpha}}{12} \cos^2 \frac{\varphi}{2} \quad (61)$$

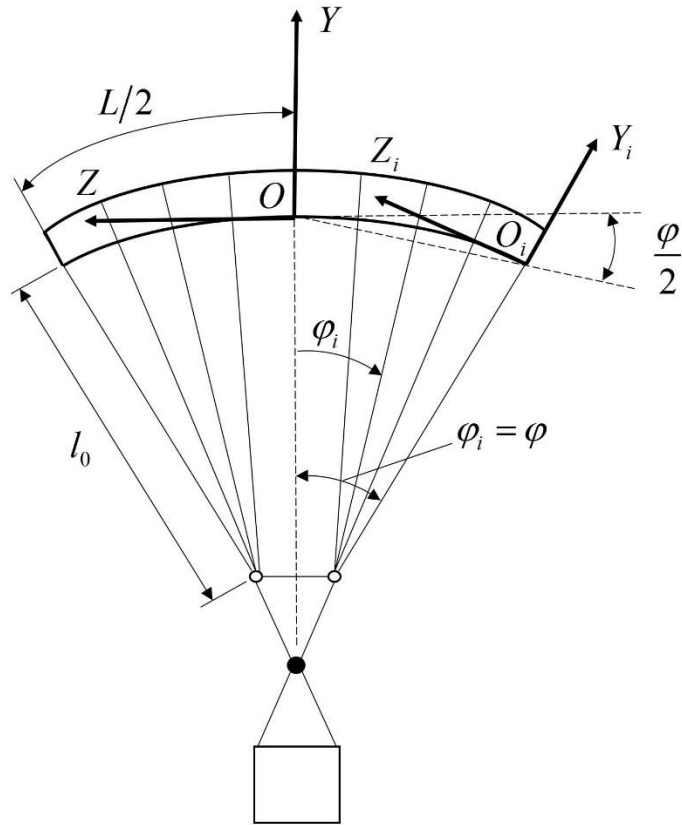


Рисунок 20 – Модель геометрии управляемой планирующей парашютной грузовой системы
 $OXYZ$ – глобальная связанная система координат
 $O_iX_iY_iZ_i$ – локальные связанные системы координат

Боковые аэродинамические коэффициенты, зависящие от угла скольжения, выражаются следующим образом:

$$c_{za}^{\beta} = -c_{ya}^{\alpha} k_1 \frac{\varphi \sin \varphi}{4} - c_{x0} \frac{1 + 2 \cos \varphi}{3} \quad (62)$$

$$m_x^{\beta} = c_{ya}^{\alpha} k_1 \frac{\sin \varphi}{8} \quad (63)$$

$$m_y^{\beta} = \frac{1}{8} c_{ya}^{\alpha} k_1 k_2 \left[\sin(\varphi) \alpha_0 - 2 \sin\left(\frac{3\varphi}{2}\right) \alpha \right] \quad (64)$$

где $k_1 = \frac{\sqrt{k^2 + 1} + 1}{\sqrt{k^2 + 4} + 2}$, $k_2 = \frac{\sqrt{k^2 + 4} - 1}{\sqrt{k^2 + 1} + 1}$, $k_1, k_2 \in [0.5; 1]$ – коэффициенты, зависящие от удлинения крыла λ .

Частные производные коэффициентов по угловой скорости крена:

$$c_{za}^{\omega_x} = c_{ya}^{\alpha} k_1 \frac{\sin \varphi}{4} \quad (65)$$

$$m_x^{\omega_x} = -c_{ya}^{\alpha} k_1 \frac{\sin \varphi}{8\varphi} \quad (66)$$

$$m_y^{\omega_x} = -\frac{1}{8\varphi} c_{ya}^{\alpha} k_1 k_2 \left[\sin(\varphi) \alpha_0 - 2 \sin\left(\frac{3\varphi}{2}\right) \alpha \right] \quad (67)$$

Частные производные коэффициентов по угловой скорости рыскания:

$$c_{za}^{\omega_y} = -0.5 c_{ya}^{\alpha} \left[\sin(\varphi) \alpha_0 - 2 \sin\left(\frac{\varphi}{2}\right) \cos^2\left(\frac{\varphi}{2}\right) \alpha \right] \quad (68)$$

$$m_x^{\omega_y} = \frac{1}{4\varphi} c_{ya}^{\alpha} \left[\sin(\varphi) \alpha_0 - 2 \sin\left(\frac{\varphi}{2}\right) \cos^2\left(\frac{\varphi}{2}\right) \alpha \right] \quad (69)$$

$$m_y^{\omega_y} = -\frac{c_{x0}}{3} \left(1 - \frac{1}{5} \varphi^2\right) - \frac{(c_{ya}^{\alpha})^2}{\pi\lambda} \left(\frac{1}{2} - \frac{\varphi^2}{24}\right) \alpha_0^2 - c_{ya}^{\alpha} \frac{k_1}{\lambda^2} \frac{\varphi^2}{24} - \left[\frac{(c_{ya}^{\alpha})^2}{\pi\lambda} \left(4 - \frac{7}{12} \varphi^2\right) - c_{ya}^{\alpha} \left(1 - \frac{5}{12} \varphi^2\right) \frac{\alpha_0}{4} \right] \alpha \quad (70)$$

В связи с тем, что отклонение задней кромки деформирует крыло, что приводит к началу срыва потока, делая теоретическое описание трудноосуществимым, используется полуаналитический подход с допущением, что приращение аэродинамических сил линейно зависимо от хода строп управления. Согласно этому, производные по симметричному отклонению строп управления:

$$c_{ya}^{\delta_s} = -c_{ya}^{\alpha} \Delta\alpha_0 (\delta_{\max}) \frac{2L_k}{b} \cos \varphi \quad (71)$$

$$c_{xa}^{\delta_s} = \frac{2L_k}{b} \left[\frac{(c_{ya}^{\alpha})^2}{e\pi\lambda} \Delta\alpha_0 (\delta_{\max}) (\Delta\alpha_0 (\delta_{\max}) + 2\alpha_0 - 2\alpha) + \Delta c_{x0\delta_s} \right] \quad (72)$$

$$m_z^{\delta_s} = -0.25 c_{ya}^{\delta_s} \quad (73)$$

где $\delta_s = 0.5(\delta_l + \delta_r)$, $\delta_s \in [0;1]$ – симметричное отклонение строп управления; $\delta_l, \delta_r \in [0;1]$ – нормализованные отклонения левой и правой строп управления, значения которых лежат в интервале $[0;1]$;

$\Delta\alpha_0(\delta_{\max}) = -11^\circ$ – смещение угла атаки при нулевой подъёмной силе при максимальном симметричном отклонении задней кромки крыла;

L_k – ширина отклонённой кромки крыла;

$\varphi_k = \varphi \left(1 - \frac{L_k}{L}\right)$ – средний угол арочности отклонённой кромки крыла;

$l_k = \frac{L}{2} \left(1 - \frac{L_k}{L}\right) \frac{\sin \varphi_k}{\varphi_k}$ – расстояние от центра крыла до центра отклонённой кромки крыла;

$\Delta c_{x0\delta_s} = 0.2$ – добавочное сопротивление профиля крыла при симметричном отклонении задней кромки крыла.

Производные по асимметричному отклонению строп управления:

$$c_{za}^{\delta_a} = \frac{c_{ya}^{\delta_s} \sin \varphi_k}{2 \cos \varphi_k}$$

$$m_x^{\delta_a} = -\frac{c_{xa}^{\delta_s} \cos^2 \left(\frac{\varphi_k}{2}\right) l_k}{2 \cos \varphi_k L}$$

$$m_y^{\delta_a} = -\frac{c_{xa}^{\delta_s} l_k}{2 L}$$

где $\delta_a = \delta_r - \delta_l$, $\delta_a \in [-1; 1]$ – асимметричное отклонение строп управления.

Описанные выше выражения для аэродинамических коэффициентов приведены в явном виде как функции от угла атаки. Однако эти выражения описывают коэффициенты аэродинамических сил, точкой приложения которых является центр давления крыла, который расположен на определённом расстоянии от центра масс системы и центра масс груза (рисунок 21). Это расстояние определяется длиной строп и подвесной системы груза и играет роль плеча аэродинамических сил, которые создают дополнительный вращающий момент относительно центра масс системы груз-парашют. Геометрия стропной системы определяет угол установки ϑ_0 , который наклоняет крыло парашюта и связанную с

ним систему координат $O_n X_n Y_n Z_n$ относительно строительной оси (или связанной с системой груз-парашют систему координат).

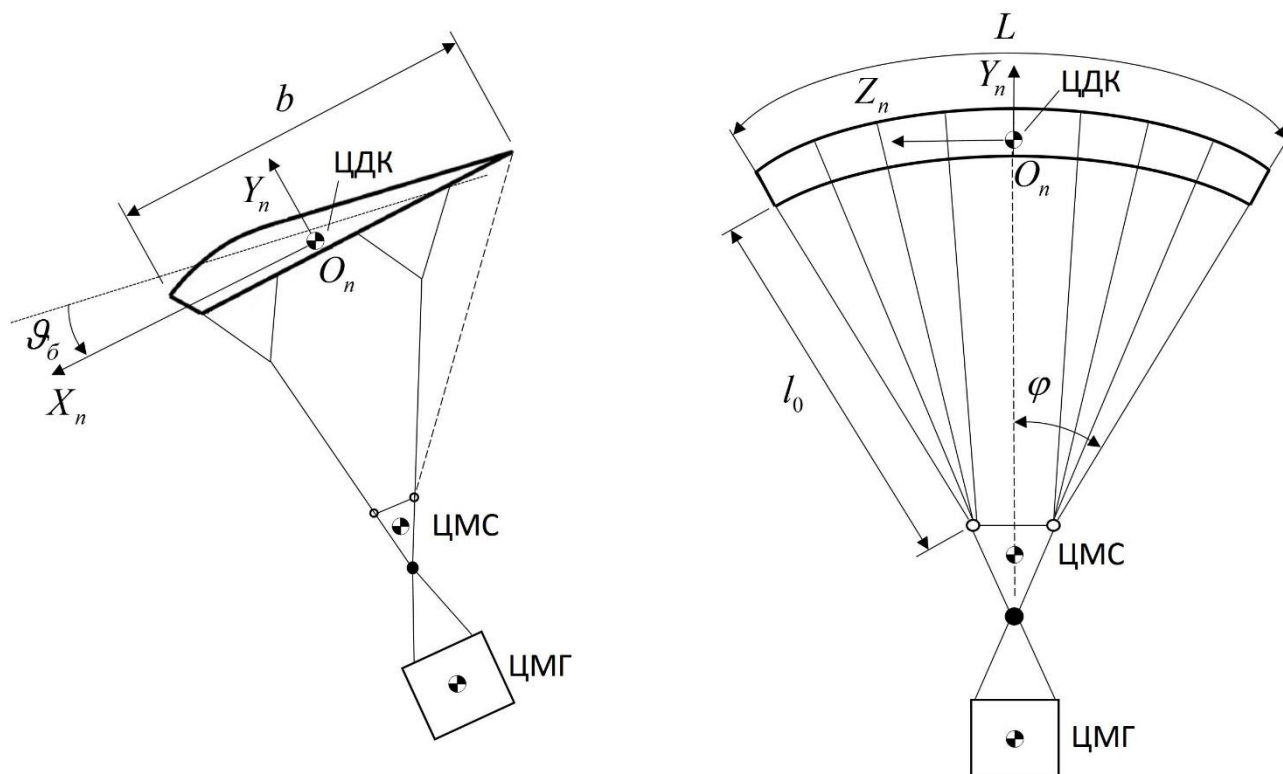


Рисунок 21 – Модель геометрии управляемой планирующей парашютной грузовой системы
 ЦДК – центра давления крыла;
 ЦМС – центр масс системы груз-парашют;
 ЦМГ – центр масс груза

Аэродинамические характеристики УППГС зависят не только от характеристик крыла парашюта, но и от характеристик стропной системы, груза и слайдера, оказывающих существенное влияние на характеристики системы в целом.

Для упрощения оценки аэродинамических характеристик стропной системы используются следующие допущения:

- предполагается, что все стропы равной длины и обтекаются только нормальной составляющей воздушной скорости $V \cos \alpha$;
- обтекание строп моделируется как обтекание цилиндров с высотой, равной длине строп l_0 , и диаметром, равному диаметру стропы d ;
- дополнительное лобовое сопротивление, возникающее из-за вибрации строп, не учитывается.

Коэффициент лобового сопротивления для характерных чисел Рейнольдса порядка 10^3 при обтекании строп принимается равным коэффициенту лобового сопротивления твёрдого кругового цилиндра:

$$c_{x0}^l = 1 \quad (74)$$

где c_{x0}^l – базовый коэффициент лобового сопротивления строп.

Сила лобового сопротивления определяется по следующей зависимости:

$$X_0^l = \frac{1}{2} \rho V_x^2 S_l c_{x0}^l \quad (75)$$

где X_0^l – сила лобового сопротивления строп;

$V_x = V \cos(\alpha + \mathcal{G}_\sigma)$ – нормальная составляющая воздушной скорости (относительно стропы);

$S_c = n l_0 d$ – характерная площадь стропы, равная площади миделя цилиндра, моделирующего стропу, умноженной на количество строп;

n – количество строп;

l_0 – эффективная длина строп;

d – диаметр строп;

α – угол атаки крыла парашюта;

\mathcal{G}_σ – угол установки крыла;

S – площадь крыла в плане.

Проецируя силу лобового сопротивления на оси скоростной системы координат $O_a X_a Y_a$ (рисунок 22) можно получить выражения для определения силы лобового сопротивления и подъёмной силы от стропной системы:

$$X_a^c = X_0^c \cos(\alpha + \mathcal{G}_\sigma) \quad (76)$$

$$Y_a^c = -X_0^c \sin(\alpha + \mathcal{G}_\sigma) \quad (77)$$

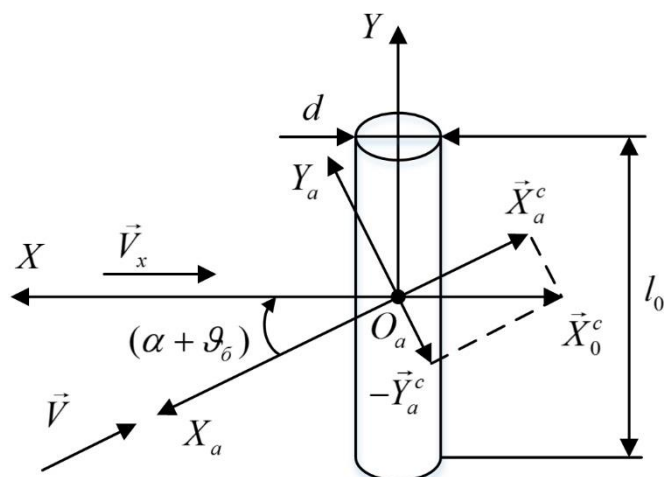


Рисунок 22 – Расчётная схема аэродинамики стропной системы

Из зависимостей (76)-(77), подставив в них выражения (74)-(75) и поделив на площадь крыла S , можно определить вклад стропной системы в аэродинамические характеристики планирующей ПС:

$$c_{xa}^c = c_{x0}^c \frac{S_c}{S} \cos^3(\alpha + \vartheta_0) \quad (78)$$

$$c_{ya}^c = -c_{x0}^c \frac{S_c}{S} \cos^2(\alpha + \vartheta_0) \sin(\alpha + \vartheta_0) \quad (79)$$

где c_{xa}^c – коэффициент лобового сопротивления стропной системы;

c_{ya}^c – коэффициент аэродинамической подъёмной силы стропной системы.

Наиболее частой полезной нагрузкой являются стандартные контейнеры, которые можно смоделировать в форме параллелепипеда (рисунок 23). Оценка аэродинамической характеристики груза проводится с учётом следующих допущений:

- полезная нагрузка моделируется как контейнер в форме параллелепипеда;
- аэродинамическая характеристика груза рассчитывается для установившегося режима полёта системы груз-парашют;
- полёт происходит на малых углах атаки;
- за характерную площадь груза S_2 принимается площадь его фронтальной поверхности.

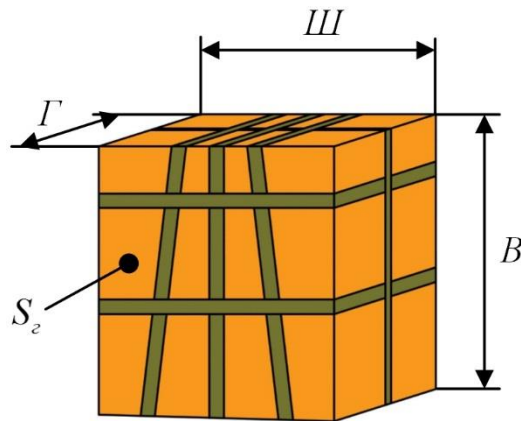


Рисунок 23 – Контейнер для десантирования грузов

Вклад полезной нагрузки в аэродинамические характеристики планирующей ПС можно оценить по следующей зависимости:

$$c_{xa}^e = c_{x0}^e \frac{S_z}{S} \quad (80)$$

где c_{xa}^e – коэффициент лобового сопротивления полезной нагрузки;

$c_{x0}^e = 1.05$ – базовый коэффициент лобового сопротивления полезной нагрузки;

S_z – характерная площадь полезной нагрузки, равная площади его фронтальной поверхности.

Для оценки лобового сопротивления слайдера приняты следующие допущения:

- слайдер моделируется как флаг, развевающийся на ветру и направленный по потоку;
- удлинение слайдера лежит в диапазоне от 0.36 до 1.0;
- за характерную площадь принимается площадь слайдера.

$$c_{xa}^{cl} = c_{x0}^{cl} \frac{S_{cl}}{S} \quad (81)$$

где c_{xa}^{cl} – коэффициент лобового сопротивления слайдера;

$c_{x0}^{cl} = 0.05$ – базовый коэффициент лобового сопротивления слайдера, вычисленный как среднее значение этого коэффициента для флагов с удлинением от 0.36 до 1.0;

S_{cl} – площадь слайдера.

Реализация математической модели в виде подпрограммы

Математическая модель аэродинамики УППГС реализована в виде программы в среде MATLAB. Входными данными в данную модель являются геометрические параметры планирующей ПС (размах крыла; средняя хорда крыла; эффективная длина, диаметр, количество строп; угол установки крыла), характерная площадь груза (как элемент вектора требований) и угол атаки парашюта. Выходными данными являются коэффициенты аэродинамических сил и моментов.

Спецификация программы

Среда программирования: MATLAB.

Входные данные:

$L, b, l_0, d, n, \mathcal{G}_\sigma$ – элементы вектора основных конструктивных параметров системы \mathbf{x} ;

S_2 – характерная площадь груза (элемент вектора требований \mathbf{T});

α – угол атаки парашюта.

Выходные данные:

$\mathbf{c}_a = [c_{xa}, c_{ya}, c_{za}, m_x, m_y, m_z]$ – вектор аэродинамических коэффициентов УППГС.

Ошибки

В модели предусмотрен контроль отсутствия в базе данных материалов, удовлетворяющих решению задачи.

В случае, если алгоритм не выявил материалов, подходящих по прочности, выходным параметрам присваиваются следующие значения:

$$(c_a)_i = 999999 \quad (82)$$

Такие значения позволяют исключить вектор конструктивных параметров, заданный на входе модели, как неудовлетворяющий условиям задачи определения облика системы.

Проверка адекватности модели

Для верификации модели аэродинамики был проведён расчёт аэродинамических характеристик УППГС ALEX (таблица 3) и сравнение с характеристиками [96], полученными методом вихревых решёток. Результаты расчёта приведены в таблице

Таблица 4. Сравнение показало, что большинство коэффициентов имеют один порядок величины и знак. Различия в коэффициентах объясняются упрощениями модели по распределению аэродинамических сил по хорде крыла. В модели положение центра давления крыла принято неизменным, хотя в действительности оно изменяется. Именно поэтому коэффициенты m_{z0} и m_z^α в модели приняты нулевыми, хотя в действительности они не равны нулю для выбранной фиксированной точки отсчёта. Также в действительности на величину силы лобового сопротивления и подъёмной силы влияет скорость тангажа, частные производные по которой в данной модели не учитывались. Таким образом, данную модель аэродинамики УППГС можно использовать для оценки влияния геометрических параметров на характеристики системы.

Таблица 3 – Геометрические и массовые характеристики УППГС ALEX

Параметр	Значение
Размах крыла L	5.4 м
Хорда крыла b	3.1 м
Удлинение крыла λ	1.8
Угол арочности крыла φ	40°
Воздушная скорость V	11 м/с
Угол атаки при нулевой подъёмной силе α_0	-7°
Угол атаки для расчёта аэродинамических характеристик α	5°
Аэродинамический профиль	NACA 6217

Таблица 4 – Результаты расчёта аэродинамических характеристик УППГС ALEX

Параметр	Математическая модель	Метод вихревых решёток
c_{x0}	0.0891	–
$c_{xa}^\alpha (\alpha = 5^\circ)$	0.5176	0.344
$c_{xa}^{\delta_s}$	0.2560	–
c_{ya}^α	2.4654	–
$c_{ya}^\alpha (\alpha = 5^\circ)$	2.1770	2.009
$c_{ya}^{\delta_s}$	0.3053	–
c_{za}^β	-0.2297	-0.171
$c_{za}^{\omega_x}$	0.2213	0.243
$c_{za}^{\omega_y}$	0.1618	-0.051
$c_{za}^{\delta_a}$	0.0734	–
m_x^β	0.1106	0.122
$m_x^{\omega_x}$	-0.1585	-0.174
$m_x^{\omega_y}$	-0.1159	0.037
$m_x^{\delta_a}$	-0.0419	–
m_y^β	-0.0201	-0.014
$m_y^{\omega_x}$	0.0288	-0.020
$m_y^{\omega_y}$	-0.0288	-0.010
$m_y^{\delta_a}$	-0.0397	–
m_{z0}	0	–
m_z^α	0	0.615
$m_z^{\omega_z}$	-0.1814	-0.113
$m_z^{\delta_s}$	-0.0763	–

Для валидации модели аэродинамики было проведено определение зависимостей коэффициентов лобового сопротивления c_{xa} и подъёмной силы c_{ya} от угла атаки α в диапазоне от -7° до 20° (рисунки 24-25) для моделей планирующих парашютов с характеристиками, приведёнными в таблице 5. По данным экспериментов были построены приближенные кривые – для

коэффициента лобового сопротивления c_{xa} использовалась квадратичная полиномиальная функция, для коэффициента аэродинамической подъемной силы c_{ya} использовалась линейная полиномиальная функций. Для данных моделей путём продувок в аэродинамической трубе были получены соответствующие аэродинамические характеристики. Полученные данные показали удовлетворительную сходимость с данными экспериментов [130, 170] – расхождение между данными, полученными моделированием, и данными экспериментов по коэффициенту лобового сопротивления c_{xa} не превысило 5%, по коэффициенту аэродинамической подъемной силы c_{ya} не превысило 6% в диапазоне эксплуатационных углов атаки, что является приемлемым для оценки влияния геометрических параметров парашютной системы на её аэродинамические характеристики. Таким образом, используемая модель адекватна в соответствии с поставленной задачей.

Таблица 5 – Характеристики моделей, продувавшихся в аэродинамической трубе

Полужёсткие модели – Notre Dame semi-rigid models (Models 3-4)	
Размах крыла L	0.3810 м
Хорда крыла b	0.1270 м
Удлинение крыла λ	3
Площадь крыла в плане S	0.0484 м ²
Мягкооболочковая модель – NASA Langley Series Two Fabric Model (Model 12)	
Размах крыла L	6.4008 м
Хорда крыла b	2.1336 м
Максимальная толщина профиля крыла c_{max}	0.179b
Удлинение крыла λ	3
Угол арочности крыла φ	18.7277°
Длина строп l_0	9.7913 м
Площадь крыла в плане S	13.6567 м ²
Угол установки крыла \mathcal{G}_σ	11.3°

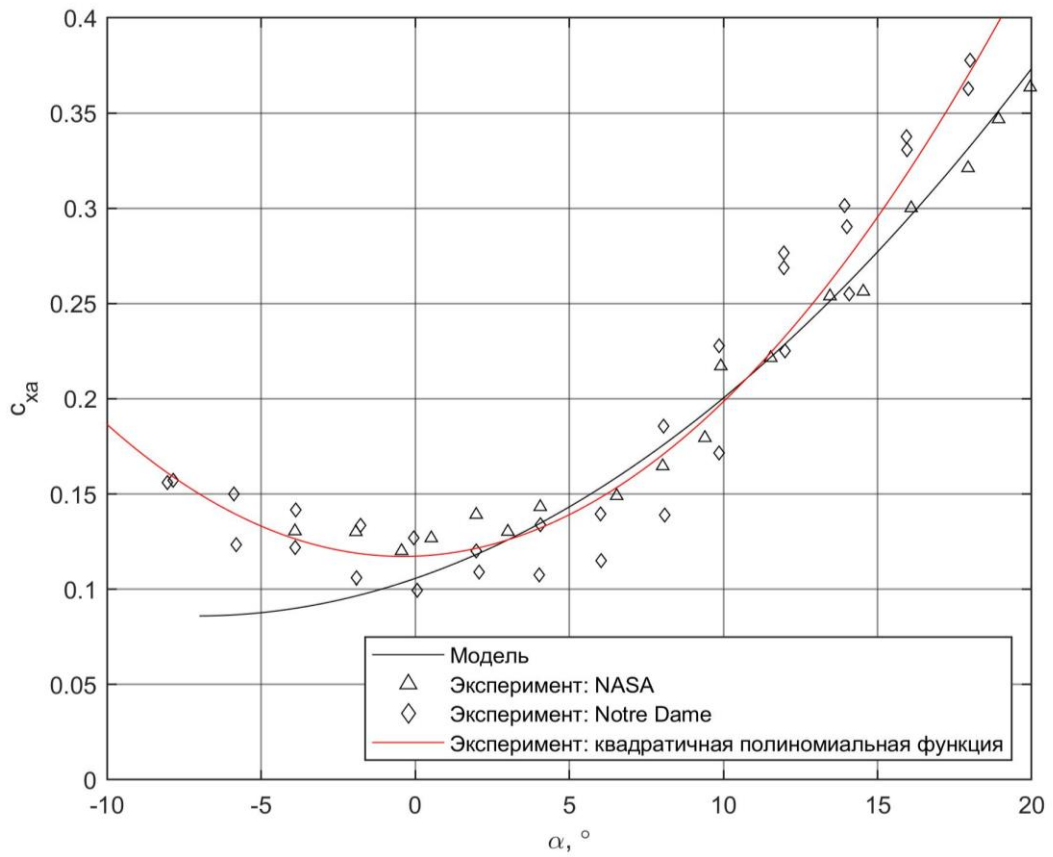


Рисунок 24 – Сравнение теоретических и экспериментальных значений коэффициента лобового сопротивления планирующего парашюта

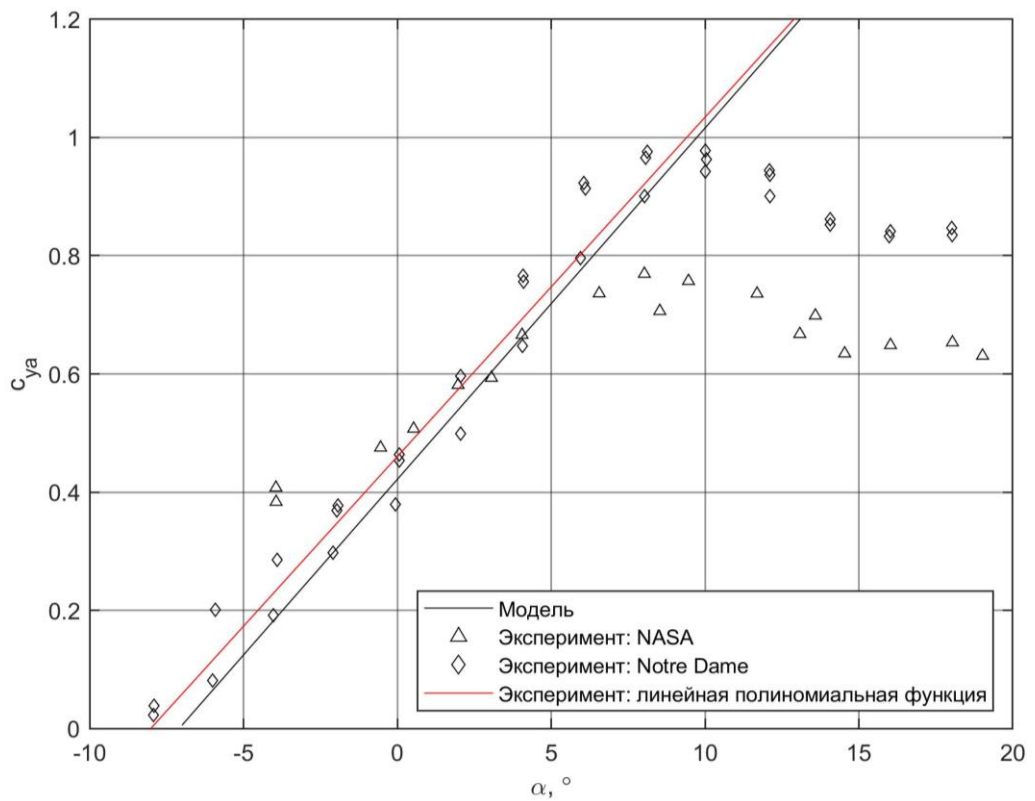


Рисунок 25 – Сравнение теоретических и экспериментальных значений коэффициента аэродинамической подъемной силы планирующего парашюта

2.4. Математическая модель установившегося режима полёта в продольном движении управляемой планирующей парашютной грузовой системы

Объектом моделирования является система груз-парашют, которая представляется как единое твёрдое тело. Необходимо определить горизонтальную $V_{гор}$ и вертикальную $V_{вер}$ составляющие скорости движения системы, балансировочный угол атаки $\alpha_б$, запас продольной статической устойчивости системы σ при установившемся планировании на балансировочном угле атаки $\alpha_б$ при условии известности геометрических и аэродинамических характеристик системы, массы полезной нагрузки $m_г$, массы парашютной системы $m_{ПС}$ и высоты площадки приземления $h_{пр}$.

Допущения, принятые при описании математической модели:

- математическая модель учитывает только продольное движение и статическую устойчивость, боковое движение не рассматривается (движение системы происходит в одной плоскости, перпендикулярной поверхности Земли);
- система груз-парашют рассматривается в условиях установившегося планирования в невозмущённой атмосфере без ветра, система планирует с воздушной скоростью V и углом планирования (углом наклона траектории) Θ ;
- система-груз парашют представляет собой единое твёрдое тело;
- центр масс системы груз-парашют совпадает с центром масс груза (длина подвесной системы груза мала по сравнению с длиной строп и поэтому не учитывается);
- стропы невесомые и нерастяжимые.

Система груз-парашют находится в устойчивом установившемся планировании, когда суммы всех сил и моментов, действующих на систему, равны нулю и когда наклон кривой, описываемой функцией момента тангажа от угла атаки, будет отрицателен (при любом малом возмущении на систему начинает действовать стабилизирующий момент).

Условия равновесия для продольного движения в математической форме записываются следующим образом:

$$\sum_i \vec{F}_i = \vec{0} \quad (83)$$

$$\sum_i \vec{M}_i = \vec{0} \quad (84)$$

Условие продольной статической устойчивости:

$$m_z^\alpha = \frac{dm_z}{d\alpha} < 0 \quad (85)$$

Системы координат, используемые при описании математической модели (рисунок 26):

$O_g X_g Y_g$ – нормальная земная система координат;

OXY – связанная с парашютом система координат.

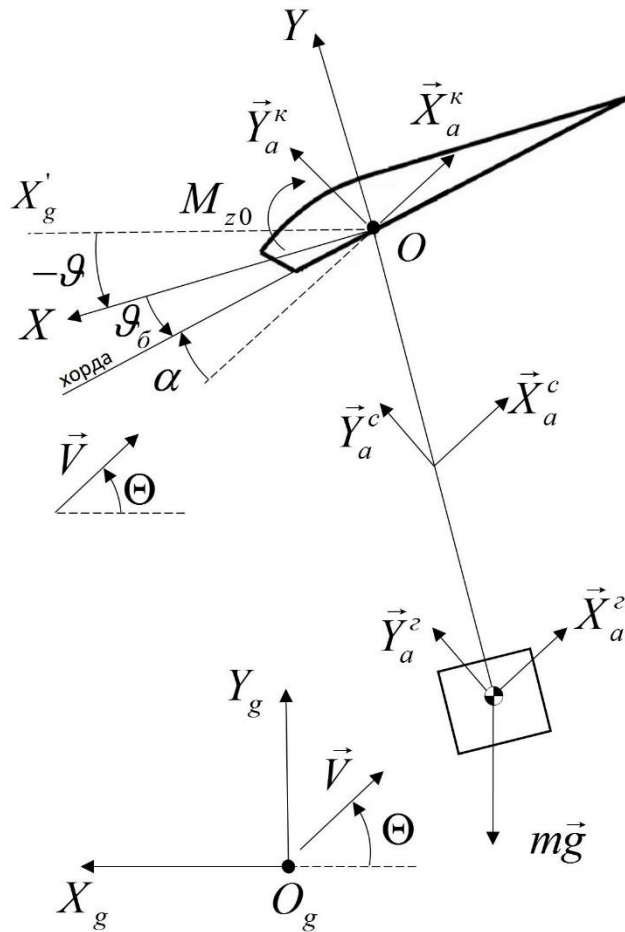


Рисунок 26 – Схема модели установившегося режима полёта УППГС

При установившемся полёте системы груз-парашют сумма сил, действующих на систему, равна нулю:

$$O_g X_g : (Y_a^k + Y_a^c + Y_a^z) \sin \Theta - (X_a^k + X_a^c + X_a^z) \cos \Theta = 0 \quad (86)$$

$$O_g Y_g : (X_a^k + X_a^c + X_a^z) \sin \Theta + (Y_a^k + Y_a^c + Y_a^z) \cos \Theta - mg = 0 \quad (87)$$

где Y_a^k – аэродинамическая подъёмная сила, действующая на крыло парашюта;

Y_a^c – подъёмная сила, действующая на стропную систему;

Y_a^z – подъёмная сила, действующая на груз;

X_a^k – сила лобового сопротивления, действующая на крыло парашюта;

X_a^c – сила лобового сопротивления, действующая на стропную систему;

X_a^z – сила лобового сопротивления, действующая на груз;

$m = m_z + m_{ПС}$ – масса системы груз парашют;

m_z – масса груза;

$m_{ПС}$ – масса крыла парашютной системы;

Θ – угол планирования (противоположен по знаку углу наклона траектории);

g – ускорение свободного падения.

Уравнение (86) представляет сумму проекций сил на ось $O_g X_g$, а уравнение (87) сумму проекций сил на ось $O_g Y_g$ нормальной земной системы координат.

Из уравнения (86) можно получить следующую зависимость:

$$\frac{Y_a}{X_a} = \frac{c_{ya}}{c_{xa}} = \frac{1}{\tan \Theta} \quad (88)$$

где $Y_a = Y_a^k + Y_a^c + Y_a^z$ – суммарная подъёмная сила, действующая на систему груз-парашют;

$X_a = X_a^k + X_a^c + X_a^z$ – суммарная сила лобового сопротивления, действующая на систему груз-парашют;

$c_{ya} = \frac{Y_a}{qS}$ – коэффициент суммарной подъёмной силы;

$c_{xa} = \frac{X_a}{qS}$ – коэффициент суммарного лобового сопротивления;

$q = \frac{1}{2} \rho V^2$ – скоростной напор;

$S = L \cdot b$ – характерная площадь (площадь крыла в плане);

L – размах крыла;

b – средняя хорда крыла;

ρ – плотность воздуха;

V – воздушная скорость.

Зависимость (88) представляет собой уравнение аэродинамической эффективности в режиме установившегося планирования, показывающее, что чем меньше угол планирования, тем больше аэродинамическое качество системы и больше дальность полёта (планирования) при заданной потере высоты. Эта зависимость также отображает тот факт, что при отсутствии ветра угол планирования, а, следовательно, и дальность полёта при заданной потере высоты, является функцией только от аэродинамического качества.

Уравнение (87) можно представить в следующем виде:

$$G = qS [c_{xa} \sin \Theta + c_{ya} \cos \Theta] \quad (89)$$

где $G = mg$ – вес системы груз-парашют.

Используя зависимость (88) и упростив выражение (89) можно получить выражение:

$$G = qS \sqrt{c_{xa}^2 + c_{ya}^2} = \frac{1}{2} \rho V^2 S c_T \quad (90)$$

где $c_T = \sqrt{c_{xa}^2 + c_{ya}^2}$ – тангенциальный коэффициент.

Откуда можно выразить скорость системы в установившемся планировании:

$$V = \sqrt{\frac{2G}{\rho S c_T}} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S c_T}} \quad (91)$$

Горизонтальная и вертикальная составляющие скорости могут быть вычислены следующим образом:

$$V_{гор} = V \cos \Theta \quad (92)$$

$$V_{вер} = V \sin \Theta \quad (93)$$

Уравнение (91) показывает, что воздушная скорость V зависит от удельной нагрузки на крыло m/S , плотности воздуха и аэродинамических характеристик парашюта. Таким образом, при условии отсутствия ветра, система будет пролетать одинаковое расстояние при заданной потере высоты независимо от высоты или удельной нагрузки на крыло, но воздушная скорость будет увеличиваться с увеличением высоты или удельной нагрузки.

Следующее выражение отражает взаимосвязь углов:

$$\alpha + \mathcal{G}_\sigma = \Theta + \mathcal{G} \quad (94)$$

Суммарный момент относительно центра масс системы, действующий на систему груз-парашют можно записать следующим образом:

$$\begin{aligned} M = M_{z0} + X_a^\kappa \cdot l_0 \cos(\alpha + \mathcal{G}_\sigma) - Y_a^\kappa \cdot l_0 \sin(\alpha + \mathcal{G}_\sigma) + \\ + X_a^c \cdot \frac{l_0}{2} \cos(\alpha + \mathcal{G}_\sigma) - Y_a^c \cdot \frac{l_0}{2} \sin(\alpha + \mathcal{G}_\sigma) \end{aligned} \quad (95)$$

где M – суммарный момент относительно центра масс системы, действующий на систему груз-парашют;

M_{z0} – аэродинамический момент тангажа крыла парашюта относительно точки 25% хорды;

l_0 – длина строп (расстояние от точки четверти хорды крыла до груза);

α – угол атаки крыла парашюта;

\mathcal{G}_σ – угол установки крыла (величина угла отрицательная, но в данной математической модели знак угла не учитывается).

Выражение (95) можно записать в безразмерной форме в виде коэффициентов:

$$\begin{aligned} m_z = m_{z0} + \frac{l_0}{b} \left[c_{xa}^\kappa \cos(\alpha + \mathcal{G}_\sigma) - c_{ya}^\kappa \sin(\alpha + \mathcal{G}_\sigma) \right] + \\ + \frac{l_0}{2b} \left[c_{ya}^c \cos(\alpha + \mathcal{G}_\sigma) - c_{xa}^c \sin(\alpha + \mathcal{G}_\sigma) \right] \end{aligned} \quad (96)$$

где m_z – коэффициент момента тангажа системы груз-парашют;

m_{z0} – коэффициент аэродинамического момента тангажа крыла парашюта относительно точки 25% хорды крыла;

c_{xa}^k – коэффициент лобового сопротивления крыла парашюта;

c_{ya}^k – коэффициент аэродинамической подъёмной силы крыла парашюта;

c_{xa}^c – коэффициент лобового сопротивления стропной системы;

c_{ya}^c – коэффициент аэродинамической подъёмной силы стропной системы.

Выражения (88), (92)-(93), (94) и (96) описывают модель установившегося режима полёта в продольном движении УППГС. Выражения представляют собой функции от угла атаки α :

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S c_T}} \quad (97)$$

$$V_{zop} = V \cos \Theta \quad (98)$$

$$V_{вер} = V \sin \Theta \quad (99)$$

$$m_z = m_{z0} + \frac{l_0}{c} \left[c_{xa}^k \cos(\alpha + \mathcal{G}_\sigma) - c_{ya}^k \sin(\alpha + \mathcal{G}_\sigma) \right] + \frac{l_0}{2c} \left[c_{ya}^c \cos(\alpha + \mathcal{G}_\sigma) - c_{xa}^c \sin(\alpha + \mathcal{G}_\sigma) \right] \quad (100)$$

$$\Theta = \arctan \frac{c_{xa}}{c_{ya}} \quad (101)$$

$$\mathcal{G} = \alpha + \mathcal{G}_\sigma - \Theta \quad (102)$$

где $c_T = \sqrt{c_{xa}^2 + c_{ya}^2}$;

$$c_{xa} = c_{xa}^k + c_{xa}^c + c_{xa}^2 ;$$

$$c_{ya} = c_{ya}^k + c_{ya}^c + c_{ya}^2 ;$$

$c_{xa}^k(\alpha)$, $c_{ya}^k(\alpha)$, $m_{z0}(\alpha)$, $c_{xa}^c(\alpha)$, $c_{ya}^c(\alpha)$, $c_{xa}^2(\alpha)$, $c_{ya}^2(\alpha)$ – коэффициенты аэродинамических сил и момента как функции от угла атаки.

Метод решения задачи

Решение задачи сводится к решению уравнения равновесия системы $m_z = 0$, решением которого является балансировочный угол атаки α_δ . Для определения запаса продольной статической устойчивости необходимо вычислить производную коэффициента момента тангажа системы груз-парашют по углу атаки в точке равновесия:

$$\sigma = \frac{dm_z}{dt}(\alpha_\delta) = \frac{\mathbf{m}_z(\alpha_\delta + \Delta\alpha) - \mathbf{m}_z(\alpha_\delta)}{\Delta\alpha}$$

где σ – степень продольной статической устойчивости по перегрузке;

\mathbf{m}_z – вектор, элементами которого являются значения коэффициента момента тангажа системы груз-парашют при различных углах атаки крыла α ;

$\Delta\alpha = 0.001^\circ = 1.7453 \cdot 10^{-5}$ рад – приращения угла атаки парашюта, как аргумента функции коэффициента момента тангажа системы в точке α_δ .

При определении производной коэффициента момента тангажа сначала определяется балансировочный угол атаки α_δ по уравнению равновесия системы при $m_z = 0$ (выражение (100)). Затем вычисляются значения коэффициента момента тангажа $m_z(\alpha)$ при $\alpha = \alpha_\delta + \Delta\alpha$ и $\alpha = \alpha_\delta$.

Уравнение равновесия системы $m_z = 0$ решается численным методом оптимизации Trust-Region DOGLEG. Точность решения уравнения равновесия определяется введением параметра точности:

$$|m_z| - \varepsilon \leq 0$$

где $\varepsilon = 1 \cdot 10^{-6}$ – параметр, задающий точность решения.

Реализация математической модели в виде подпрограммы

Математическая модель установившегося режима полёта в продольном движении УППГС реализована в виде программы в среде MATLAB. Входными данными в данную модель являются геометрические параметры планирующей ПС (размах крыла, средняя хорда крыла, длина строп и угол установки крыла),

элементы вектора требований (масса груза и высота площадки приземления) и масса парашютной системы. Выходными данными являются запас продольной статической устойчивости системы груз-парашют, балансировочный угол атаки, горизонтальная и вертикальная составляющие скорости при установившемся режиме полёта системы.

Спецификация программы

Среда программирования: MATLAB.

Входные данные:

$L, b, l_0, \mathcal{G}_\sigma$ – элементы вектора основных конструктивных параметров системы \mathbf{x} ;
 m_z, h_{np} – масса груза и высота площадки приземления, как элементы вектора ограничений \mathbf{T} ;

$m_{ПС}$ – масса парашютной системы;

$\mathbf{c}_a = [c_{xa}^k, c_{ya}^k, m_{z0}, c_{xa}^e, c_{ya}^e, c_{xa}^2, c_{ya}^2]$ – вектор коэффициентов аэродинамических сил и момента.

Выходные данные:

σ – запас продольной статической устойчивости системы;

α_σ – балансировочный угол атаки;

$V_{гор}$ – горизонтальная составляющая скорости при установившемся (крейсерском) режиме полёта системы;

$V_{вер}$ – вертикальная составляющая скорости при установившемся (крейсерском) режиме полёта системы.

Ошибки

В модели предусмотрен контроль отсутствия в базе данных материалов, удовлетворяющих решению задачи.

В случае, если алгоритм не выявил материалов, подходящих по прочности, выходным параметрам присваиваются следующие значения:

$$\sigma = 999999 \quad (103)$$

$$\alpha_6 = 999999 \quad (104)$$

$$V_{\text{zop}} = 999999 \quad (105)$$

$$V_{\text{вер}} = 999999 \quad (106)$$

Такие значения позволяют исключить вектор конструктивных параметров, заданный на входе модели, как неудовлетворяющий условиям задачи определения облика системы.

Проверка адекватности модели

Для проверки адекватности математической модели установившегося режима полёта в продольном движении УППГС произведено определение коэффициента момента тангажа системы груз-парашют m_z относительно центра масс системы. Характеристики модели планирующей ПС, продувавшейся в аэродинамической трубе, приведены в таблице 6. Результаты моделирования изображены на рисунке 27.

Таблица 6 – Характеристики модели NASA, продувавшейся в аэродинамической трубе

Мягкооболочковая модель – NASA Langley Series Two Fabric Model (Model 12)	
Размах крыла L	6.4008 м
Хорда крыла b	2.1336 м
Максимальная толщина профиля крыла c_{max}	0.179с
Удлинение крыла λ	3
Угол арочности крыла φ	18.7277°
Длина строп l_0	9.7913 м
Площадь крыла в плане S	13.6567 м ²
Угол установки крыла ϑ_6	11.3°
Характерная площадь полезной нагрузки S_z	0 м ²

Полученные данные показали удовлетворительную сходимость по углу наклона касательной к кривой коэффициента момента тангажа m_z вблизи точки

равновесия $m_z(\alpha_0) = 0$ с данными экспериментов [130, 170] в диапазоне эксплуатационных углов атаки, что является приемлемым для оценки влияния геометрических параметров парашютной системы на характеристики её продольной статической устойчивости. Таким образом, используемая модель адекватна в соответствии с поставленной задачей.

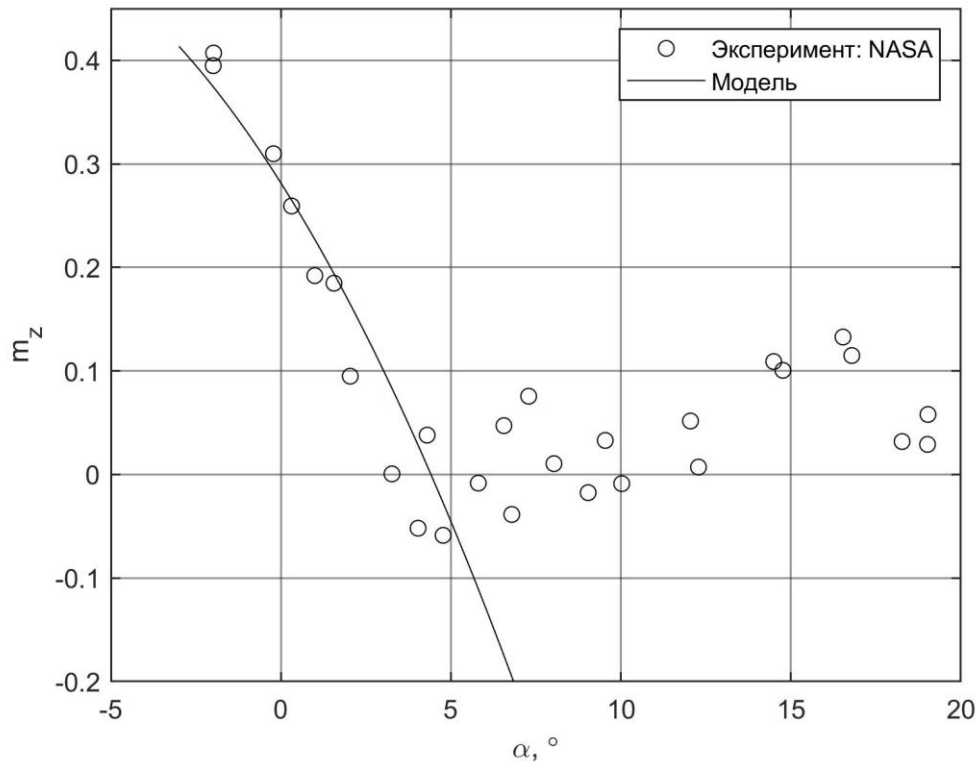


Рисунок 27 – Данные моделирования и эксперимента NASA по коэффициенту момента тангажа УППГС

2.5. Математическая модель динамики полёта управляемой планирующей парашютной грузовой системы

Объектом моделирования является система груз-парашют, которая представляется как единое твердое тело. Математическая модель определяет вертикальную составляющую скорости движения УППГС во время динамического торможения $V_{y\min}$ при условии известности геометрических и аэродинамических характеристик УППГС, массы парашютной системы и требований, накладываемых техническим заданием.

Допущения, принятые при описании математической модели:

- движение системы рассматривается после полного раскрытия и наполнения крыла парашюта;
- вращение Земли не учитывается, т.е. земная система координат принимается за инерциальную;
- система-груз парашют представляет собой единое твёрдое тело;
- через точку соединения стропной системы с подвесной системой груза не передаются моменты (обычно это допущение соответствует действительности, однако в некоторых случаях скручивание строп может привести к небольшому сопротивлению вращению);
- аэродинамическим момент, действующий на груз, принят нулевым, так как он пренебрежимо мал по сравнению с величинами остальных моментов;
- не учитывается лобовое сопротивление бортового блока управления;
- рассматривается только продольное движение УППГС (3 степени свободы);
- стропы невесомые и нерастяжимые;
- присоединённые массы и моменты инерции воздуха не учитываются;
- принимается, что центр масс системы груз-парашют совпадает с центром масс груза;
- при вычислении моментов инерции системы груз-парашют, расстояние между центром масс груза и центром масс парашютной системы принимается равным $0.6l_0$;
- принимается, что точка приложения аэродинамической силы, действующей на стропную систему, имеет координаты $x_c = 0$, $y_c = 0.5l_0$ в связанной с системой груз-парашют системе координат;
- принимается, что точка приложения аэродинамической силы, действующей на крыло парашюта, имеет координаты $x_k = 0$, $y_k = l_0$ в связанной с системой груз-парашют системе координат.

Системы координат, используемые при описании математической модели (рисунок 28):

$O_g X_g Y_g Z_g$ – нормальная земная система координат;

$OXYZ$ – связанная с системой груз-парашют система координат;

$O_K X_K Y_K Z_K$ – связанная с крылом система координат.

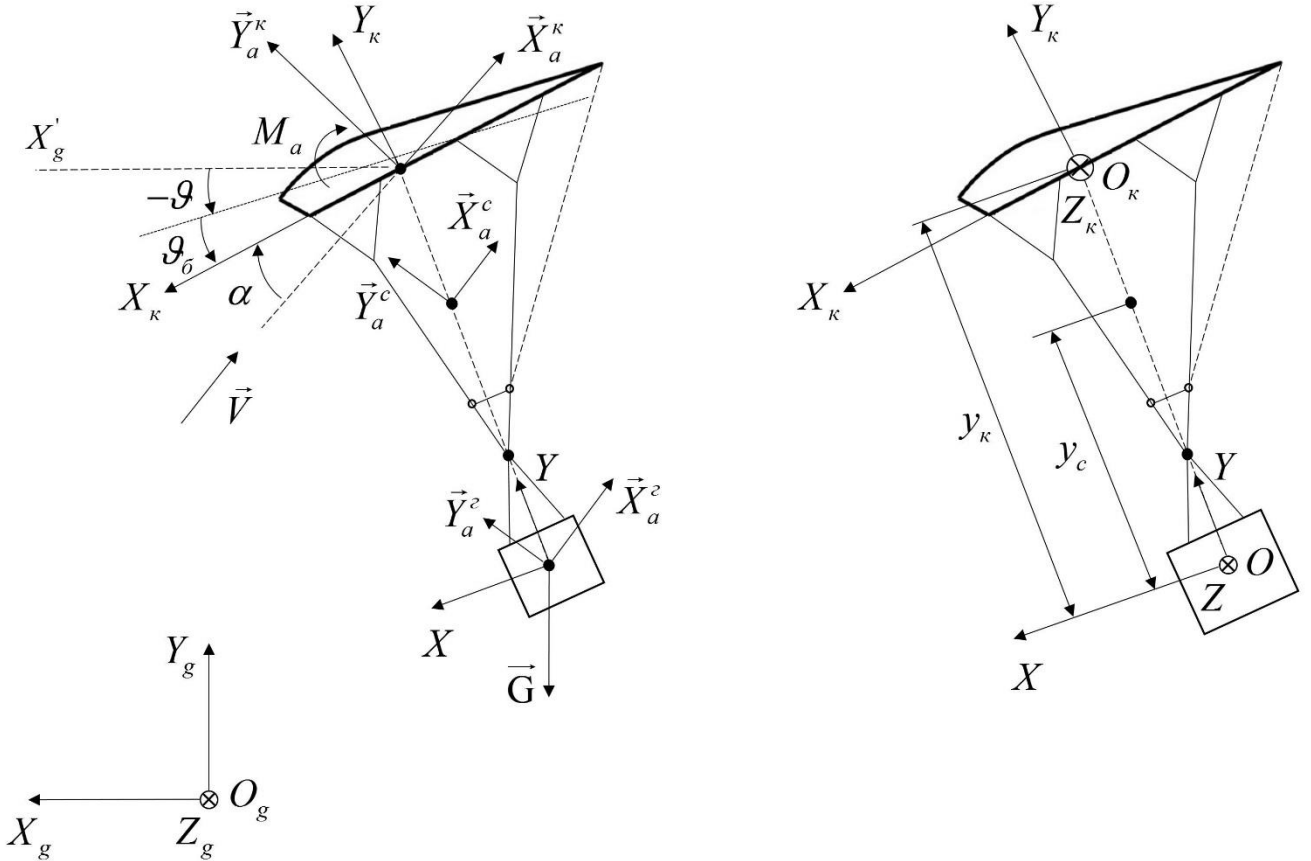


Рисунок 28 – Схема модели динамики полёта УППГС

При описании математической модели используются уравнения динамики движения УППГС в связанной системе координат:

$$m\vec{V} + \vec{\omega} \times m\vec{V} = \vec{R}_A + \vec{G} \quad (107)$$

$$I\dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times I\vec{\omega} = \vec{M} \quad (108)$$

где $m = m_2 + m_{ПС}$ – масса системы груз-парашют;

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \text{ – матрица моментов инерции системы груз-парашют;}$$

$\vec{V} = \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix}$ – вектор скорости системы груз-парашют, выраженный в связанной

системе координат $OXYZ$;

$\vec{\omega} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}$ – вектор угловой скорости системы груз-парашют;

\vec{R}_A – аэродинамическая сила;

\vec{G} – вес системы груз-парашют;

\vec{M} – аэродинамический момент.

Для случая двумерного продольного движения:

$$\vec{V} = \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ 0 \end{bmatrix}; \vec{\omega} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (109)$$

$$\vec{\omega} \times m\vec{V} = m \begin{bmatrix} -\omega_z V_y \\ \omega_z V_x \\ 0 \end{bmatrix}; \vec{\omega} \times I\vec{\omega} = \vec{0}; I\vec{\dot{\omega}} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ I_z \dot{\omega}_z \end{bmatrix} \quad (110)$$

Откуда уравнения движения системы груз-парашют в проекциях на оси связанной системы координат $OXYZ$:

$$OX : m \left(\frac{dV_x}{dt} - \omega_z V_y \right) = X + G_x \quad (111)$$

$$OY : \frac{dV_y}{dt} + \omega_z V_x = Y + G_y \quad (112)$$

$$I_z \frac{d\omega_z}{dt} = M_z \quad (113)$$

После преобразования уравнения принимают следующий вид:

$$\frac{dV_x}{dt} = \omega_z V_y + \frac{1}{m} (X + G_x) \quad (114)$$

$$\frac{dV_y}{dt} = -\omega_z V_x + Y + G_y \quad (115)$$

$$\frac{d\omega_z}{dt} = \frac{1}{I_z} M_z \quad (116)$$

Главный момент инерции системы груз-парашют относительно оси OZ вычисляется применением теоремы Гюйгенса-Штейнера:

$$I_z = I_z^c + I_z^{PC} + m_{PC} r^2 \quad (117)$$

где $I_z^c = \frac{1}{12} m_z (D^2 + H^2)$ – главный момент инерции груза относительно оси $O_b Z_b$;

$I_z^{PC} = \frac{1}{12} m_{PC} (b^2 + c_{\max}^2)$ – главный момент инерции парашютной системы относительно оси $O_k Z_k$.

$r = 0.6l_0$ – расстояние между центром масс груза и центром масс парашютной системы;

D, H – длина и высота груза, аппроксимированного кубоидом.

Силы и моменты, действующие на систему груз-парашют, вычисляются следующим образом:

$X = \frac{1}{2} \rho V_k^2 S (-c_{xa} \cos(\alpha - \vartheta_0) + c_{ya} \sin(\alpha - \vartheta_0))$ – аэродинамическая продольная сила;

$Y = \frac{1}{2} \rho V_k^2 S (c_{xa} \sin(\alpha - \vartheta_0) + c_{ya} \cos(\alpha - \vartheta_0))$ – аэродинамическая нормальная сила,

где ρ – плотность воздуха на текущей высоте;

$V_k = \sqrt{V_{xk}^2 + V_{yk}^2}$ – модуль воздушной скорости крыла парашюта;

$S = L \cdot b$ – характерная площадь (площадь крыла в плане);

α – угол атаки крыла парашюта;

ϑ_0 – угол установки крыла;

c_{xa} – коэффициент лобового сопротивления УППГС;

c_{ya} – коэффициент аэродинамической подъемной силы УППГС.

Вектор веса системы груз-парашют в связанной системе координат:

$$G = \begin{bmatrix} G_x \\ G_y \end{bmatrix} = -mg \begin{bmatrix} \sin \vartheta \\ \cos \vartheta \end{bmatrix} \quad (118)$$

где \mathcal{G} – угол тангажа системы груз-парашют.

Аэродинамический момент тангажа относительно центра масс системы груз-парашют:

$$M_z = \frac{1}{2} \rho V_\kappa^2 S b m_z - X \cdot y_\kappa + Y \cdot x_\kappa - X_c \cdot y_c + Y_c \cdot x_c \quad (119)$$

где m_z – коэффициент аэродинамического момента тангажа;

x_κ, y_κ – координаты точки приложения аэродинамической силы, действующей на крыло парашюта, в связанной системе координат;

x_c, y_c – координаты точки приложения аэродинамической силы, действующей на стропную систему, в связанной системе координат.

Вектор воздушной скорости крыла парашюта вычисляется через вектор воздушной скорости системы груз-парашют:

$$\vec{V}_\kappa = A_{cв}^\kappa (\vec{V} + \vec{\omega} \times \vec{r}_\kappa) \quad (120)$$

где $A_{cв}^\kappa = \begin{bmatrix} \cos \mathcal{G}_\sigma & \sin \mathcal{G}_\sigma & 0 \\ -\sin \mathcal{G}_\sigma & \cos \mathcal{G}_\sigma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$ – матрица преобразования из связанной системы

$OXYZ$ координат в связанную с крылом систему координат $O_\kappa X_\kappa Y_\kappa Z_\kappa$;

$\vec{r}_\kappa = \begin{bmatrix} x_\kappa \\ y_\kappa \\ 0 \end{bmatrix}$ – вектор, проведённые из центра связанной системы координат к центру

связанной с крылом парашюта системы координат.

Откуда:

$V_{x\kappa} = (V_x - \omega_z y_\kappa) \cos \mathcal{G}_\sigma + V_y \sin \mathcal{G}_\sigma$ – проекция вектора \vec{V}_κ на ось OX связанной системы координат;

$V_{y\kappa} = -(V_x - \omega_z y_\kappa) \sin \mathcal{G}_\sigma + V_y \cos \mathcal{G}_\sigma$ – проекция вектора \vec{V}_κ на ось OY связанной системы координат.

Метод решения задачи

Решение задачи сводится к решению системы дифференциальных уравнений (114)-(116), описывающих динамику движения УППГС. Одним из решений уравнений является скорость УППГС в связанной системе координат $V = [V_x; V_y; V_z]$.

Система дифференциальных уравнений решается численно явным методом Рунге-Кутты 5-го порядка (метод Дормана-Принса).

Скорость в момент динамического торможения вычисляется следующим образом:

$$V_{y\min} = \min(V_{yn}(t)) \quad (121)$$

$$\vec{V}_n = A_{cg}^n \vec{V} \quad (122)$$

где $V_{y\min}$ – скорость УППГС в момент динамического торможения;

$$\vec{V}_n = \begin{bmatrix} V_{xn} \\ V_{yn} \\ V_{zn} \end{bmatrix} \quad \text{– скорость УППГС, выраженная в нормальной земной системе}$$

координат $O_g X_g Y_g Z_g$;

$$A_{cg}^n = \begin{bmatrix} \cos \vartheta & 0 & \sin \vartheta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \vartheta & 0 & \cos \vartheta \end{bmatrix} \quad \text{– матрица преобразования из связанной системы } OXYZ$$

координат в нормальную земную систему координат $O_g X_g Y_g Z_g$.

Реализация математической модели в виде подпрограммы

Математическая модель динамики полёта УППГС реализована в виде программы в среде MATLAB. Входными данными в данную модель являются геометрические параметры УППГС (размах крыла, средняя хорда крыла, максимальная толщина профиля крыла, длина строп и угол установки крыла), элементы вектора требований (масса груза, высота площадки приземления, характерная площадь груза) и масса парашютной системы. Выходной величиной

является вертикальная составляющая скорости приземления в момент динамического торможения («подрыва»).

Спецификация программы

Среда программирования: MATLAB.

Входные данные:

$L, b, c_{\max}, l_0, \vartheta_0$ – элементы вектора конструктивных параметров УППГС \mathbf{x} ;

m_z, S_z, h_{np} – элементы вектора ограничений \mathbf{T} ;

$m_{ПС}$ – масса парашютной системы.

Выходные данные:

$V_{y\min}$ – вертикальная составляющая скорости приземления в момент динамического торможения.

Ошибки

В модели предусмотрен контроль отсутствия в базе данных материалов, удовлетворяющих решению задачи.

В случае, если алгоритм не выявил материалов, подходящих по прочности, выходному параметру присваивается следующее значение:

$$V_{y\min} = 999999 \quad (123)$$

Такие значения позволяют исключить вектор конструктивных параметров, заданный на входе модели, как неудовлетворяющий условиям задачи определения облика УППГС.

Верификация модели

Модель динамики полёта УППГС была верифицирована путём сравнения результатов расчёта параметров движения в установившемся режиме полёта с результатами расчёта модели установившегося режима полёта, описанной в разделе 2.4. Сравнение производилось по величине горизонтальной и вертикальной составляющих воздушной скорости, углу атаки крыла парашюта и углу тангажа системы груз-парашют. Результаты решения тестовых задач показали сходимость в решениях с точностью $\varepsilon = 10^{-3}$.

2.6. Математическая модель функционирования управляемой планирующей парашютной грузовой системы

Для определения характеристик УППГС необходима комплексная модель, определяющая взаимодействие математических моделей друг с другом. Модель функционирования УППГС построена таким образом, чтобы в дальнейшем её можно было интегрировать в методику определения облика УППГС, базирующуюся на монолитной архитектуре многодисциплинарной оптимизации MDF. Подробно вопросы построения методики определения облика УППГС и выбора методов оптимизации освещены в разделах 3.1 и 3.2.

На рисунке 29 представлена блок-схема модели функционирования УППГС, применяемой в методике определения облика системы. Используемые математические модели УППГС, описанные в разделах 2.1-2.5, согласуются циклом многодисциплинарного анализа. Цикл представляет собой итерационный метод Гаусса-Зейделя.

Модель функционирования УППГС необходима для вычисления целевых функций и функции ограничений во время процесса оптимизации конструкции.

Математическая модель реализована в виде программы в среде MATLAB. Входными данными математической модели являются вектор конструктивных параметров $\mathbf{x} = [L, b, c_{\max}, l_0, d, n, \mathcal{G}_\sigma]$ и вектор требований к УППГС

$\mathbf{T} = [m_2, S_2, h_0, \mathcal{G}_0, V_0, n_{\max \text{ доп}}, W_{\max}, h_{np}, V_{np \max}]$. На выходе модели определяются согласованные между дисциплинами характеристики УППГС: масса ПС $m_{ПС}$, стоимость материалов для изготовления ПС C , максимальная сила F_{\max} и перегрузка n_{\max} при наполнении крыла парашюта, запас продольной статической устойчивости σ , балансировочный угол атаки α_{δ} , горизонтальная $V_{гор}$ и вертикальная $V_{вер}$ составляющие скорости УППГС в крейсерском режиме полёта, скорость приземления системы при динамическом торможении $V_{y \min}$ и аэродинамические характеристики УППГС $\mathbf{c}_a = [c_{xa}, c_{ya}, c_{za}, m_x, m_y, m_z]$.

Структура модели функционирования УППГС обеспечивает возможность использования различных математических методов согласования используемых математических моделей. Модель построена модульным принципом, что позволяет изменять набор математических моделей УППГС в зависимости от поставленной задачи.

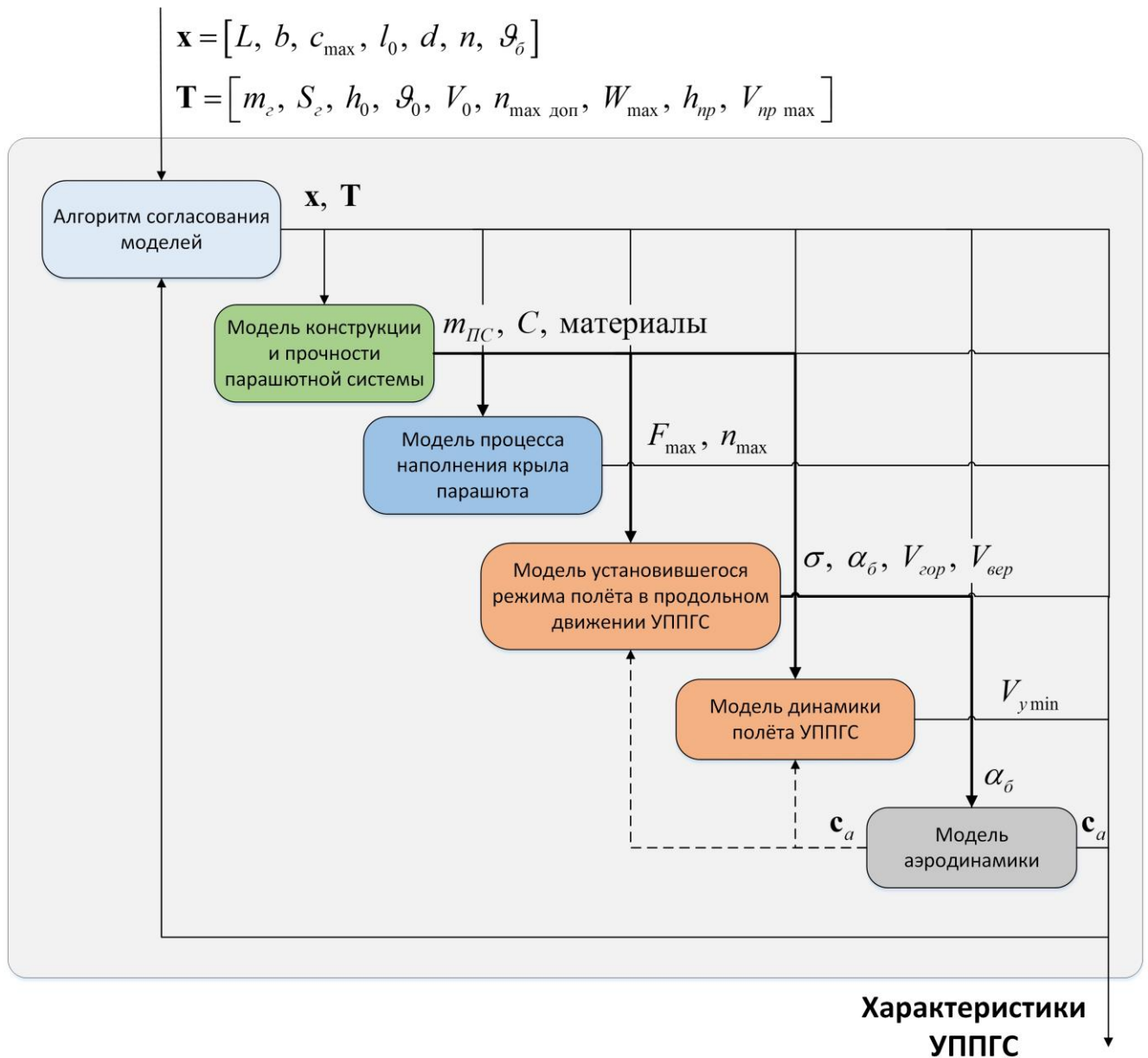


Рисунок 29 – Модель функционирования УППГС

2.7. Заключение

В главе 2 описаны математические модели, необходимые для реализации методики определения облика УППГС:

- математическая модель конструкции и прочности ПС;
- математическая модель процесса наполнения крыла парашюта;
- математическая модель аэродинамики УППГС;

- математическая модель установившегося режима полёта в продольном движении УППГС;
- математическая модель динамики полёта УППГС.

Проведена валидация математических моделей и установлено путём сравнения расчетных параметров УППГС с экспериментальными, что ошибка моделирования не превышает $\pm 6\%$.

Описанные математические модели объединены на базе монолитной архитектуры многодисциплинарной оптимизации MDF в единую модель функционирования УППГС, которая позволяет рассчитать необходимые характеристики системы и интегрируется в методику определения облика УППГС. Разработанная модель адаптирована для проведения оптимизации облика УППГС, учитывает междисциплинарные связи и эффект динамического торможения при оценке скорости приземления УППГС.

Для детальной проработки конструктивного облика УППГС необходима разработка высокоточных параметрических математических моделей различных этапов функционирования системы, что является отдельной сложной и наукоёмкой задачей.

Глава 3. Методика определения облика управляемой планирующей парашютной грузовой системы под параметры транспортной операции

Задача поиска оптимальной для конкретных условий УППГС в общей постановке является сложной и трудноформализуемой. Наличие большого числа параметров, характеризующих ПС, и взаимовлияние критериев оптимальности предполагает в общем случае индивидуальный подход в каждом конкретном случае проектирования. Однако опыт применения методов математического моделирования ПС, междисциплинарного подхода к задачам проектирования технических систем и формальных математических алгоритмов оптимизации позволил сформировать некоторые общие подходы, позволяющие существенно сократить время поиска оптимального решения и минимизировать вероятность принятия ошибочных решений.

Проектирование УППГС предполагает взаимодействие различных дисциплин, целевые функции которых могут конфликтовать друг с другом. Также при проектировании необходимо большое пространства поиска решений для определения глобального оптимума. Поэтому необходимы адаптированные междисциплинарные методики проектирования УППГС, которые позволяют интегрировать ограничения, присущие каждой дисциплине, и облегчить поиск оптимального решения.

Проектирование УППГС включает в себя несколько дисциплин – конструкция и прочность ПС, наполнение парашюта, движение и устойчивость системы, аэродинамика. В инженерной практике обычно используется метод дисциплинарной оптимизации системы, в котором оптимальное решение получается для каждой отдельной дисциплинарной задачи. Однако это может привести к неоптимальной конструкции системы в целом при больших затратах времени расчёта задачи. Для решения такой задачи рационально использовать методы междисциплинарной оптимизации. Междисциплинарная оптимизация решает проблему связанного проектирования как единую задачу, объединяя одновременно все дисциплины и находя глобальное оптимальное решение.

Сложность задачи возрастает, но использование метода приводит к снижению вычислительных затрат.

Нахождение оптимального решения может быть затруднено из-за наличия локальных минимумов, большого количества переменных и ограничений. Наиболее часто для решения этой проблемы и нахождения оптимального решения задачи проектирования используются мета-алгоритмы (эвристические методы, применяемые к широкому кругу задач), такие как эволюционные алгоритмы. Одним из таких алгоритмов является генетический алгоритм, который позволяет решать многокритериальные задачи оптимизации.

Прогресс в методах математического моделирования и увеличении вычислительных мощностей за последние несколько десятилетий позволяет использовать достаточно точные модели УППГС. Но высокоточные модели ведут к большим затратам вычислительных ресурсов, что делает оправданным использование упрощённых моделей при предварительном проектировании. Для адекватной оценки конструктивных особенностей УППГС при предварительном проектировании достаточно использования аппроксимационных моделей.

Разработанная методика определения облика УППГС основана на применении подходов и алгоритмов многодисциплинарной и многокритериальной оптимизации, а также последующей валидации полученных результатов путём сравнения характеристик ПС, полученных расчётным путём, с характеристиками существующих планирующих ПС.

3.1. Общее описание методики определения облика управляемой планирующей парашютной грузовой системы

Методику определения облика УППГС можно описать следующими шагами:

1. Задание требований к УППГС.
2. Задание конструктивного облика УППГС с помощью вектора конструктивных параметров.
3. Цикл многодисциплинарного анализа:

- 3.1. Прочностной расчёт ПС, определение материалов крыла и строп парашюта. Определение массы и стоимости материалов ПС.
- 3.2. Моделирование процесса наполнения крыла парашюта для определения максимальной нагрузки и перегрузки, действующих на элементы ПС и полезную нагрузку.
- 3.3. Определение аэродинамических характеристик УППГС.
- 3.4. Моделирование движения системы груз-парашют: определение скорости приземления, скорости установившегося полёта и производных устойчивости системы.
4. Вычисление значений целевых функций и элементов вектора ограничений.
5. Минимизация значений целевых функций относительно вектора возможных решений в области допустимых решений.

Алгоритм методики определения облика УППГС изображён на рисунке 30.

Перед основным циклом определения облика УППГС задаются требования к системе (параметры транспортной операции) на основании задач, решаемых УППГС, и анализа среды, в которой она будет функционировать. Наиболее значимыми параметрами являются: масса и характерная площадь полезной нагрузки, условия ввода ПС в действие (скорость, высота и угол ввода), максимальная перегрузка, действующая на груз, максимальная скорость ветра, высота площадки приземления, скорость приземления (приводнения), надёжность системы и кратность её применения. Подробно требования к УППГС были рассмотрены в главе 1.

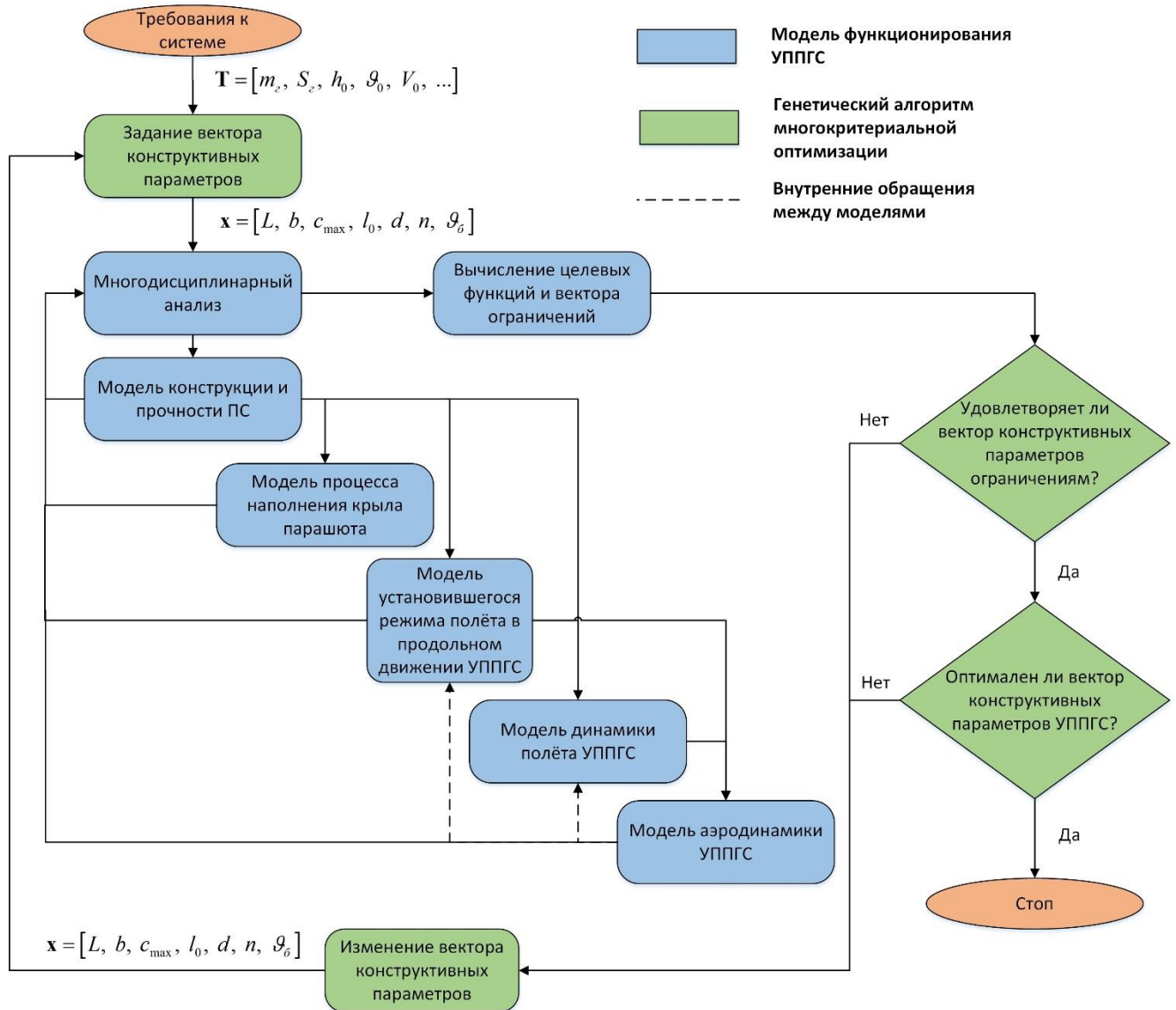


Рисунок 30 – Алгоритм методики определения облика УППГС под параметры транспортной операции

Все требования к УППГС сводятся в вектор конструктивных требований:

$$\mathbf{T} = [m_z, S_z, h_0, \vartheta_0, V_0, n_{\max \text{ доп}}, W_{\max}, h_{np}, V_{np \text{ max}}] \quad (124)$$

где \mathbf{T} – вектор конструктивных требований;

m_z – масса груза;

S_z – характерная площадь груза (площадь фронтальной поверхности груза);

h_0 – максимальная высота десантирования системы;

ϑ_0 – угол наклона траектории при вводе ПС в действие;

V_0 – максимальная скорость десантирования;

$n_{\max \text{ доп}}$ – максимально допустимая перегрузка груза;

W_{\max} – максимально допустимая скорость ветра по условиям эксплуатации;

h_{np} – высота площадки приземления (относительно среднего уровня моря);

$V_{np \max}$ – максимально допустимая скорость приземления груза.

Затем задаётся вектор конструктивных параметров, определяющий конструктивный облик УППГС (рисунок 31):

$$\mathbf{x} = [L, b, c_{\max}, l_0, d, n, \mathcal{G}_\sigma] \quad (125)$$

где \mathbf{x} – вектор конструктивных параметров УППГС;

L – размах крыла в плане;

b – средняя аэродинамическая хорда крыла;

c_{\max} – максимальная толщина профиля крыла;

l_0 – эффективная длина строп;

d – диаметр строп;

n – количество строп;

\mathcal{G}_σ – угол установки крыла.

Таким образом, управление геометрией конструкции УППГС осуществляется варьированием параметров, характеризующих геометрию крыла в плане, геометрию профиля крыла, арочность и геометрию фронтальной проекции линии максимального размаха крыла, параметры центрального треугольника в режиме установившегося полёта.

Переменные $L, b, c_{\max}, l_0, \mathcal{G}_\sigma$ выражаются действительными числами и являются непрерывными. Переменная d выражается целыми числами и является дискретной, так как допустимы только диаметры строп заданные в базе материалов. Переменная n выражается целыми числами и определяется выражениями, отражающими взаимосвязь количества строп с конструктивными параметрами ПС. В связи с тем, что в вектор конструктивных параметров \mathbf{x} входят как непрерывные, так и дискретные переменные, то постановка задачи оптимизации – смешанно-целочисленная.

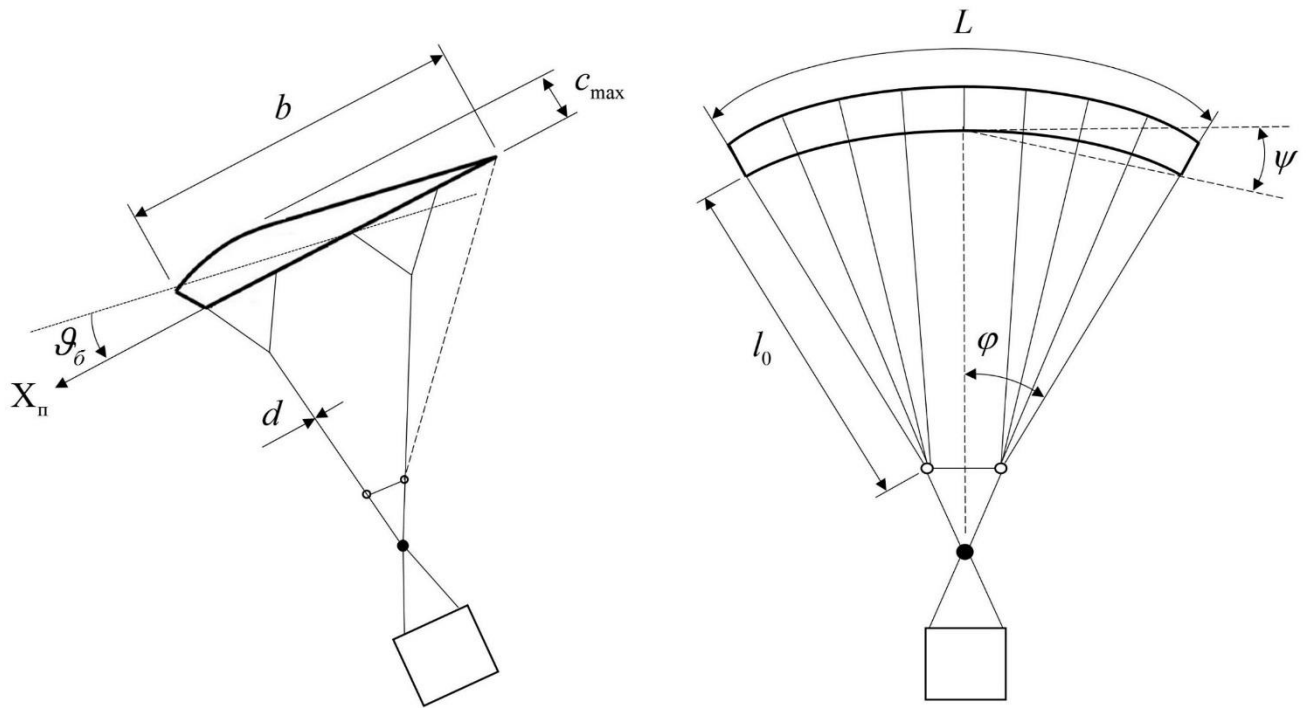


Рисунок 31 – Облик управляемой планирующей парашютной грузовой системы

Для обеспечения устойчивости и сходимости решения оптимизационной задачи и минимального расчётного времени конструкция УППГС параметризована минимальным количеством параметров. Выбранный набор конструктивных параметров представляет наиболее значимые конструктивные параметры УППГС на ранних этапах проектирования по степени влияния на лётно-технические и экономические характеристики и характеристики устойчивости.

Вектор конструктивных параметров (или вектор возможных решений) \mathbf{x} на первой итерации алгоритма определяется начальным предположением с помощью функции начальной популяции генетического алгоритма (задаётся в подпрограмме оптимизатора) или вручную пользователем. На последующих итерациях алгоритма вектор конструктивных параметров изменяется оптимизатором.

Согласно принципам многодисциплинарной оптимизации задача определения оптимального облика УППГС декомпозирована на следующие дисциплины:

- конструкция и прочность УППГС;
- раскрытие и наполнение крыла парашюта;
- движение и устойчивость УППГС;

– аэродинамика УППГС.

На каждую из дисциплин накладываются ограничения общего процесса проектирования и ограничения связей дисциплин. Дисциплинарные ограничения могут быть достаточно жёсткими и значительно ограничивают допустимую область поиска решения.

С помощью модели конструкции и прочности ПС рассчитываются напряжения в ткани крыла и стропах, по полученным расчётным напряжениям определяются материалы крыла и строп, определяется геометрия, рассчитывается масса ПС и стоимость материалов для её изготовления. Материалы крыла и строп задаются по базе материалов, заложенной в математическую модель.

С использованием модели процесса наполнения крыла парашюта определяется максимальная сила и перегрузка при раскрытии и наполнении крыла, действующая на элементы ПС и полезную нагрузку.

Модель аэродинамики, базирующаяся на теории несущих линий для эллиптического жёсткого крыла, определяет аэродинамические коэффициенты крыла, строп и груза.

С помощью модели установившегося режима полёта в продольном движении УППГС вычисляются горизонтальная и вертикальная скорости установившегося полёта, балансировочный угол атаки и запас продольной статической устойчивости системы. Горизонтальная скорость полёта системы определяет способность УППГС к пробиванию ветра в установившемся полёте, т.е. устойчивость к погодным условиям.

С помощью модели динамики полёта УППГС моделируется посадочный манёвр динамического торможения – динамический «подрыв», определяется скорость приземления при динамическом торможении, а также, при необходимости, другие параметры движения системы.

Для ускорения расчёта на ранних этапах проектирования можно использовать только упрощённую модель установившегося режима полёта в продольном движении УППГС, описанную в разделе 2.4 и позволяющую определить составляющие крейсерской скорости полёта и запас продольной

статической устойчивости. Для более точного определения параметров движения системы груз-парашют используется модель динамики полёта УППГС, описанная в разделе 2.5.

Целевые функции и ограничения вычисляются на основании данных полученных на выходе цикла многодисциплинарного анализа. Целевые функции и ограничения задаются и могут изменяться в зависимости от задач и целей проектирования системы (параметров транспортной операции).

Описание блоков (математических моделей) алгоритма методики определения облика УППГС приведено в главе 2.

Задача определения облика УППГС решается как задача многодисциплинарной многокритериальной оптимизации в смешанно-целочисленной поставке. Многодисциплинарность разрешается использованием архитектуры MDF (Multidisciplinary Feasible), когда все переменные задаются оптимизатором (решателем) генетического алгоритма. В качестве оптимизационного алгоритма используется многокритериальный генетический алгоритм.

Структурная матрица задачи определения облика УППГС, отображающая связи между различными элементами (дисциплинами) процесса проектирования и влияние параметров друг на друга, в формате архитектуры многодисциплинарной оптимизации MDF приведена на рисунке 32.

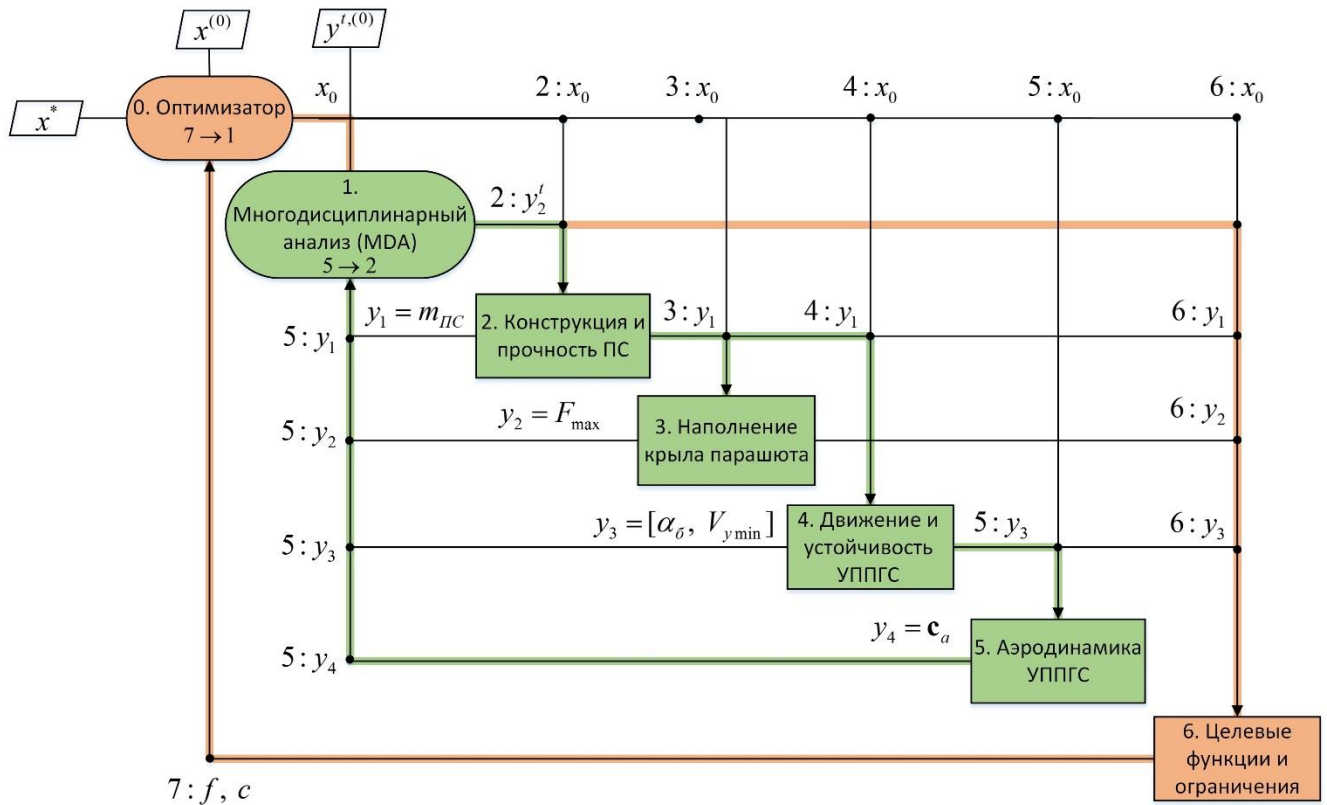


Рисунок 32 – Структурная матрица задачи определения облика УППГС

При формализации задачи определения облика УППГС используются математические обозначения, которые соответствуют обозначениям, принятым в области многодисциплинарной оптимизации (MDO):

0, 1, 2, ..., 7 – система нумерации, отображающая порядок выполнения программы;

$j \rightarrow k$ для $k < j$ – цикл, выполняемый так, что алгоритм возвращается к шагу k до тех пор, пока не будет выполнено условие цикла;

x – вектор проектных переменных, представляющий собой вектор конструктивных (проектных) параметров УППГС;

$x^{(0)}$ – вектор начальных значений (начального предположения) конструктивных параметров УППГС;

x^* – вектор оптимальных значений конструктивных параметров УППГС;

x_0 – вектор глобальных переменных (используемых более чем в одной дисциплине);

y^t – вектор целевых значений переменных связей (входные данные математических моделей дисциплинарного анализа);

$y^{t,(0)}$ – вектор начальных целевых значений переменных связей;

y – вектор откликов (реакций) переменных связей (выходные данные математических моделей дисциплинарного анализа);

y_1, y_2, y_3, y_4 – переменные связей отдельных дисциплин;

$y_1 = m_{ПС}$ – переменная связи 1-ой дисциплины (конструкция и прочность УППГС), выражающая массу ПС;

$y_2 = F_{\max}$ – переменная связи 2-ой дисциплины (раскрытие и наполнение крыла парашюта), выражающая максимальную силу при наполнении крыла парашюта;

$y_3 = [\alpha_\delta, V_{y\min}]$ – вектор переменных связей 3-ей дисциплины (движение и устойчивость УППГС), выражающий балансировочный угол атаки α_δ и вертикальную составляющую скорости приземления при динамическом торможении $V_{y\min}$;

$y_4 = c_a$ – переменная связи 4-ой дисциплины (аэродинамика УППГС), выражающая вектор коэффициентов аэродинамических сил и моментов;

f – векторный критерий;

c – вектор проектных ограничений.

Алгоритм многодисциплинарной оптимизации можно описать следующим образом: для заданного оптимизатором вектора возможных решений x проводится цикл многодисциплинарного анализа методом Гаусса — Зейделя, во время которого выходные данные математических моделей итерационно согласуются друг с другом. После циклов анализа, полученные на выходе математических моделей данные используются для вычисления целевых функций и ограничений (f, c). Затем оптимизатор оценивает полученные целевые функции и ограничения и изменяет вектор возможных решений либо завершает оптимизацию. Или в формальном виде:

Алгоритм многодисциплинарной оптимизации облика УППГС

Входные данные: вектор требований к УППГС T

Выходные данные: вектор оптимальных решений x^*

0: Инициировать цикл итераций оптимизации

повторять 7 \rightarrow 1

1: Инициировать цикл итераций многодисциплинарного анализа (MDA)

повторять 5 \rightarrow 2

2: Выполнить анализ 1 и обновить значение y_1

3: Выполнить анализ 2 и обновить значение y_2

4: Выполнить анализ 3 и обновить значение y_3

5: Выполнить анализ 4 и обновить значение y_4

до тех пор, пока MDA не сойдётся с заданной точностью

до тех пор, пока не выполниться одно из условий завершения оптимизации

Условие сходимости циклов многодисциплинарного анализа используется в следующем виде:

$$y_2 - y_2^t \leq \varepsilon \quad (126)$$

где $\varepsilon = 1 \cdot 10^{-3}$ – заданная точность сходимости многодисциплинарного анализа.

3.2. Выбор метода оптимизации

Выбор метода оптимизации для решения задачи определения оптимального облика УППГС крайне важен. Существует большое количество различных методов и архитектур оптимизации, существенно отличающихся друг от друга. Однако метод оптимизации конструктивного облика УППГС не должен сильно зависеть от выбранного начального вектора конструктивных параметров в связи со сложностью зависимости критериев оптимальности системы от её конструктивных параметров.

Когда для конструктора важен только один определённый показатель эффективности парашютной системы, однокритериальный подход может облегчить задачу оптимизации и проектирования системы. Однако в настоящее время часто предъявляются требования к УППГС, которые выражаются в многокритериальной оценке эффективности системы, что ведёт к необходимости применения многокритериальных и многодисциплинарных подходов, учитывающих различные аспекты задачи проектирования. В случае многокритериального подхода к проектированию, постановка задачи подразумевает несколько показателей эффективности и тогда необходимо использование методов многокритериальной оптимизации.

Задача определения облика УППГС представляет собой в общем случае задачу нелинейной многомерной многокритериальной оптимизации с ограничениями и со смешанным типом переменных (вектор конструктивных параметров x содержит переменные как непрерывного, так и дискретного типа). Помимо этого, целевые функции могут быть многоэкстремальными, что ведёт к необходимости использования методов глобальной оптимизации.

Градиентные методы оптимизации, эффективные для нахождения локальных экстремумов, плохо подходят для решения задач с несколькими критериями оптимальности и смешанно-целочисленной постановке задачи глобальной оптимизации.

Исходя из постановки задачи необходимо использовать прямой метод оптимизации, позволяющий находить множество локальных оптимумов во время поиска глобального оптимального решения. Одним из таких методов является генетический алгоритм, который достаточно часто применяется для решения задач такого типа. В данной работе используется разновидность генетического алгоритма недоминирующей сортировки NSGA-II – контролируемый, элитарный генетический алгоритм. Контролируемый элитарный генетический алгоритм отдаёт предпочтение особям с лучшей приспособленностью (рангом), а также особям, которые способствуют увеличению разнообразия популяции, даже если они имеют меньшую приспособленность.

Выбранный генетический алгоритм оптимизации обладает следующими преимуществами:

- базовый алгоритм использует кодирование набора параметров, а не сами параметры, и, следовательно, алгоритм может обрабатывать смешанные непрерывные, целочисленные и дискретные переменные процесса проектирования;

- алгоритм находит оптимальные решения в задачах с большим количеством переменных;

- популяция (множество векторов возможных решений) охватывает большой диапазон пространства решений и генетический алгоритм с меньшей вероятностью, по сравнению с градиентными методами, завершает оптимизацию в локальных минимумах;

- как и другие прямые методы, такие как метод Нелдера-Мида, генетический алгоритм может обрабатывать зашумлённые функции;

- простота реализации алгоритма и лёгкость распараллеливания процесса оптимизации;

- возможность многокритериальной оптимизации.

Используемый генетический алгоритм (рисунок 33) можно описать следующими шагами:

1. Создать начальную популяцию.

Алгоритм создаёт популяцию, удовлетворяющую заданным границам переменных (пространство поиска решений) и целочисленным ограничениям для выбранных переменных.

Вычислить целевые функции и определить ранги всех особей популяции в соответствии с определением доминирования – точка x доминирует точку y для векторной целевой функции f , когда:

$$f_i(x) \leq f_i(y) \text{ для всех } i;$$

$$f_j(x) < f_j(y) \text{ для некоторых } j.$$

Ранг особи определяется как число доминирующих её особей плюс один. Ранг 1 присваивается особям, над которыми не доминируют любые другие особи. Ранг 2 присваивается особям, над которыми доминируют только особи ранга 1. В общем случае над особями ранга k доминируют только особи ранга $k - 1$ и ниже. Особи с меньшим рангом имеют больший шанс при отборе. Особи не удовлетворяющие ограничения имеют ранг хуже, чем любая особь удовлетворяющая ограничения.

Каждая особь популяции представляет собой проектное решение \mathbf{x} и оценивается значением функции приспособленности (целевой функции) и рангом.

2. Отбор (селекция).

Определить множество особей для скрещивания (родителей).

Используется метод бинарной турнирной селекции – случайным образом из популяции выбирается две особи и затем из них в качестве родителя выбирается особь с лучшим рангом и бóльшим расстоянием между соседними особями (в пространстве целевых функций).

После отбора родители перемешиваются для предотвращения локальных эффектов.

3. Размножение (скрещивание).

Создание потомства путём скрещивания выбранных родителей. Используется оператор арифметического скрещивания. Потомок определяется как среднее арифметическое взвешенное двух родителей. После скрещивания переменные (элементы вектора \mathbf{x}), соответствующие заданным целочисленным параметрам, округляются до целых.

4. Мутация.

Создание потомства путём мутации выбранных родителей. Оператор мутации задаёт небольшие случайные изменения особей популяции. Используется оператор мутации Гаусса, который добавляет случайное число, взятое из распределения Гаусса с математическим ожиданием $\mu = 0$, к каждой

родительской особи. Мутация обеспечивает генетическое разнообразие особей и позволяет выполнять поиск в более широком пространстве решений.

5. Вычислить приспособленность потомства.

Вычислить целевые функции потомства и выполнить проверку на удовлетворение ограничений.

6. Объединить текущую популяцию и полученное потомство в единую матрицу (расширенную популяцию).

7. Вычислить ранг и расстояние между соседними особями для каждой особи расширенной популяции.

8. Турнир.

Сократить расширенную популяцию до заданного размера популяции, сохраняя при этом соответствующее количество особей каждого ранга. Замена худшего родителя из каждой семьи лучшим потомком.

9. Отобразить на графике популяцию с рангом, равным единице, т.е. множество оптимальных по Парето решений.

10. Повтор с шага 2.

Повтор алгоритма до тех пор, пока не будет выполнено одно из условий завершения процесса оптимизации:

- достигнуто максимальное количество итераций алгоритма (максимальное количество популяций);
- исчерпан заданный лимит времени;
- среднее геометрическое относительного изменения разброса Парето оптимальных решений меньше заданного значения на протяжении определённого количества итераций (параметр `MaxStallGenerations`) и разброс на последней итерации меньше, чем средний разброс на протяжении определённого количества итераций (параметр `MaxStallGenerations`);
- нет улучшения лучшего значения функции приспособленности на протяжении определённого интервала времени;

- среднее геометрическое относительного изменения разброса Парето оптимальных решений на протяжении определённого количества итераций меньше или равно заданному допуску и разброс на последней итерации меньше, чем средний разброс на протяжении определённого количества итераций.

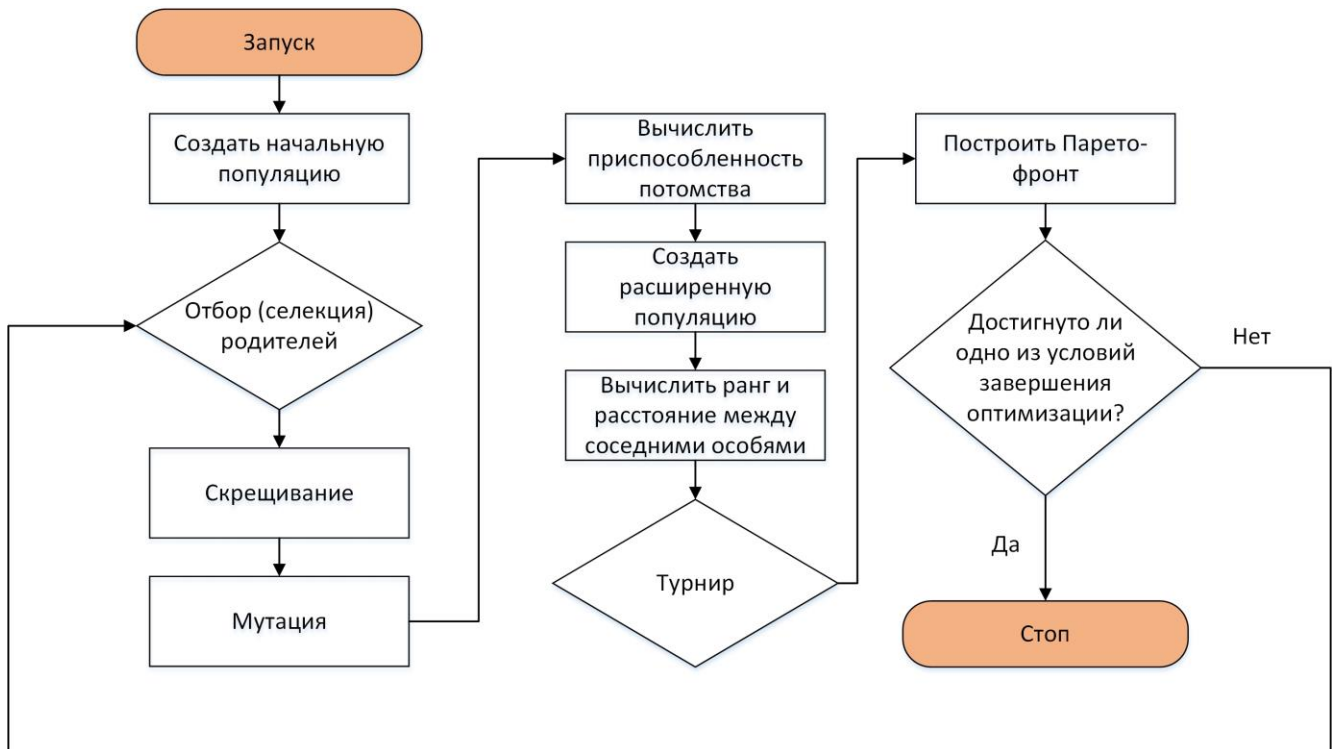


Рисунок 33 – Блок-схема генетического алгоритма

Для возможности использования методов численной оптимизации при проектировании сложных технических систем, включающем несколько дисциплин, и учёта взаимодействия между дисциплинами необходимо использование архитектур многодисциплинарной оптимизации, которые подразделяются на монолитные и распределённые. С целью уменьшения вычислительных затрат и отсутствия необходимости параллельных вычислений в качестве архитектуры многодисциплинарной оптимизации была выбрана монолитная архитектура полностью интегрированной оптимизации MDF. Данная архитектура обладает следующими преимуществами по сравнению с другими монолитными архитектурами:

- максимально упрощённая постановка задачи оптимизации (оптимизатор оперирует только проектными переменными и ограничениями);
- архитектура MDF всегда возвращает полностью согласованное решение x , даже если процесс оптимизации был остановлен преждевременно (что является преимуществом при очень ограниченном времени на проектирование, т.к. в таком случае конструктор больше заинтересован в поиске улучшения конструкции, а не математически оптимального решения).

3.3. Выбор критериев оптимальности управляемой планирующей парашютной грузовой системы

Критерии оптимальности УППГС отражают степень её технической эффективности и совершенства. Так как УППГС представляет собой сложную техническую систему, оценка её эффективности должна проводиться по нескольким критериям, которые соответствуют транспортной операции и должны учитывать все основные параметры системы.

Критерии оптимальности УППГС можно классифицировать по классам характеристик и параметров системы: надёжность, прочность и аэроупругость, лётно-технические характеристики, аэродинамика, динамика, устойчивость и управляемость, баллистика, характеристики наведения на цель, массово-габаритные и экономические характеристики (рисунок 34).

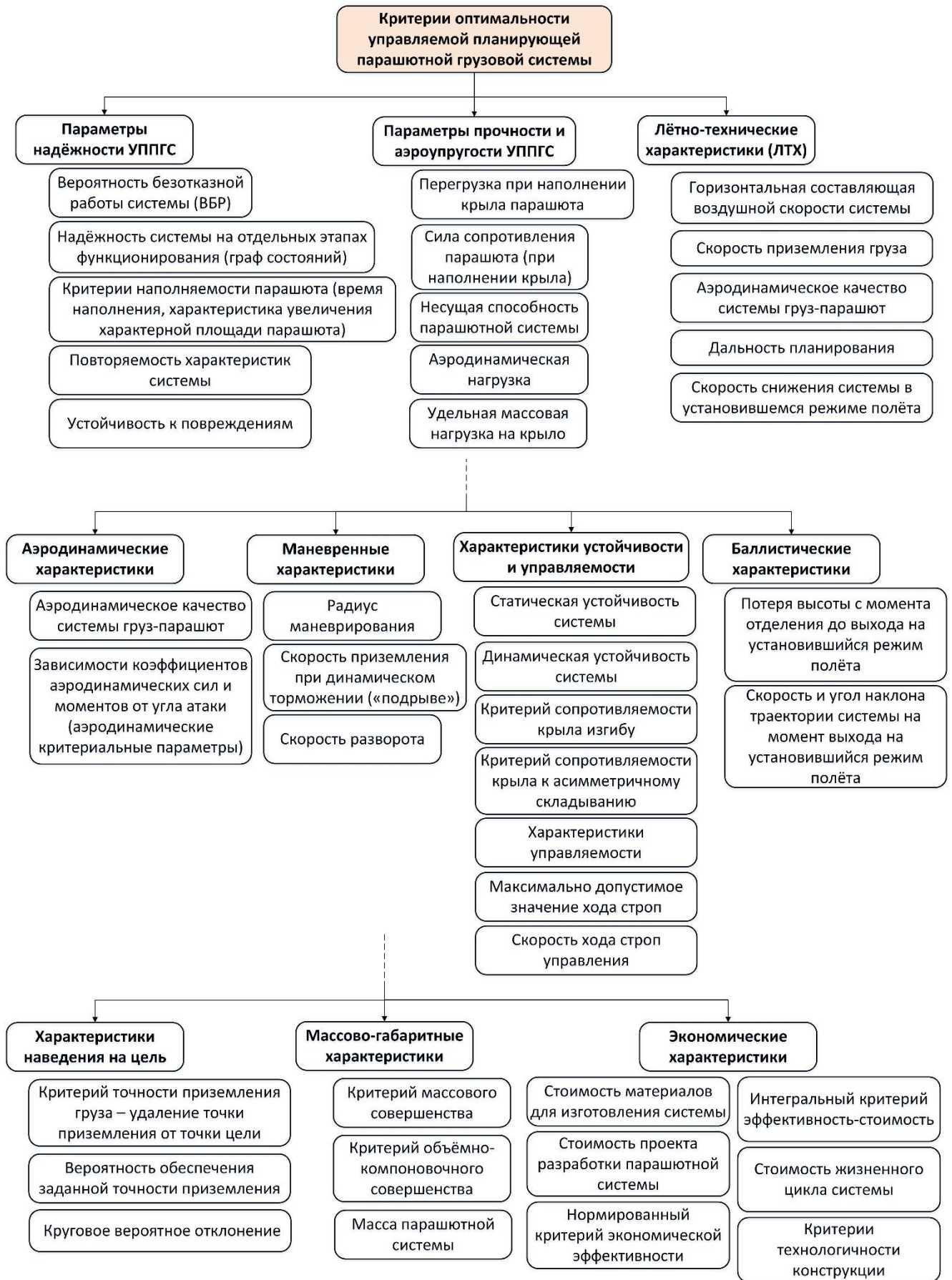


Рисунок 34 – Классификация критериев оптимальности управляемой планирующей парашютной грузовой системы

Надёжность системы имеет первостепенное значение. Так как парашютные системы достигли высокой степени надёжности рационально задаваться требуемой вероятностью безотказной работы (ВБР) при прочностном расчёте. Поэтому, как правило, в качестве критериев оптимальности задаются лётно-технические характеристики планирующей ПС, экстремумов которых требуется достичь в процессе проектирования. Учитывая современную организацию разработок, необходимо также оценивать экономическую эффективность парашютной системы.

Для автоматизации процесса оптимизации критерии оптимальности УППГС должны быть математически формализованы. Как правило, критерии оптимальности системы выбираются уже на этапе формирования технического задания на проектирование.

В данном разделе проводится анализ некоторых из перечисленных критериев эффективности УППГС, которые можно использовать в качестве критериев оптимальности при оптимизации облика системы.

В качестве комплексного критерия может служить надёжность системы. Оценка надёжности производится по следующим параметрам: прочность, функционирование, наполняемость, устойчивость конструкции крыла к различного рода складывающим возмущениям, устойчивость системы в целом. В данной работе параметры прочности и устойчивости системы учитываются в качестве ограничений. Надёжность системы с заданной вероятностью подтверждается испытаниями ПС.

В качестве критерия, отражающего способность пробивания ветра при полёте, используется горизонтальная составляющая воздушной скорости при установившемся режиме полёта $V_{гор}$.

Критерий мягкости посадки для УППГС оценивается в динамике, т.е. необходимо смоделировать посадочный манёвр – динамический подрыв. При упрощённой оценке можно использовать параметр полной скорости в момент посадки.

Аэродинамическое качество в качестве критерия оптимальности отражает аэродинамическое совершенство системы:

$$K = \frac{c_{ya}}{c_{xa}} \quad (127)$$

где K – аэродинамическое качество системы груз-парашют;

c_{ya} – коэффициент аэродинамической подъёмной силы системы груз-парашют;

c_{xa} – коэффициент лобового сопротивления системы груз-парашют.

Чем больше аэродинамическое качество ПС, тем бóльшую удалённость между точкой сброса и заданной точкой приземления может обеспечить УППГС, тем меньше зависимость от ветровой обстановки и следовательно тем больше вероятность выполнения задания (транспортной операции).

От аэродинамического качества зависят максимальная дальность полёта системы и допустимый радиус маневрирования во время выполнения задания. Таким образом, в качестве критерия оптимальности может использоваться аэродинамическое качество или непосредственно дальность полёта системы:

$$L = Kh_1 \quad (128)$$

где L – дальность, м;

$K = \frac{c_{ya}}{c_{xa}}$ – аэродинамическое качество системы груз-парашют;

$h_1 = h_0 - h_n$ – высота начала установившегося движения УППГС, м;

h_0 – высота десантирования системы, м;

h_n – потеря высоты при вытягивании и наполнении крыла парашюта, м.

Одна из важных характеристик высокоточных систем доставки грузов – вероятность обеспечения заданной точности приземления при заданной максимальной высоте сброса:

$$P_{\text{точн}} = 1 - \bar{n}_0$$

где $P_{\text{точн}}$ – вероятность приземления в заданную окрестность точки приземления;

$\bar{n}_0 = \frac{n_0}{N}$ – относительное число сбросов, которые завершились промахом по

заданной окрестности точки приземления;

N – общее количество сбросов.

В качестве критерия точности может также использоваться такой показатель, как круговое вероятное отклонение.

Вероятность обеспечения заданной точности приземления УППГС сначала оценивается во время отладки алгоритмов наведения, навигации и управления путём математического моделирования, а затем в процессе лётных испытаний.

Одними из показателей технического совершенства ПС являются показатели массового и объёмно-компоновочного совершенства [34]:

$$K_m = \frac{m_z}{m_{ПС}} \cdot \frac{\tilde{V}}{V_{пр}} \quad (129)$$

$$K_v = \frac{m_{ПС}}{V_{ПС}} \quad (130)$$

где K_m – критерий массового совершенства УППГС;

K_v – критерий объёмно-компоновочного совершенства системы, кг/м³;

m_z – масса груза, кг;

$m_{ПС}$ – масса парашютной системы, кг;

$V_{ПС}$ – объём парашютной системы в уложенном состоянии, м³;

$V_{пр}$ – скорость приземления полезной нагрузки (заданная в требованиях), м/с;

\tilde{V} – приведённая скорость, м/с.

Как правило, вес парашютной системы составляет до 5% веса всей системы груз-парашют.

Критерий массового совершенства характеризует величину массы полезной нагрузки, приходящейся на единицу массы УППГС. Отношение скоростей приземления и некоторой приведённой скорости отражает тот факт, что характеристики системы существенно зависят от требуемой скорости приземления

полезной нагрузки. Критерий объёмно-компоновочного совершенства характеризует плотность укладки ПС.

Критерии массового и объёмно-компоновочного совершенства имеют первостепенное значение для УППГС для тяжёлых и сверхтяжёлых грузов.

Устойчивость конструкции парашюта к различного рода складывающим внешним возмущениям может быть выражена через количественные критерии. Наиболее существенными критериями являются сопротивляемость крыла изгибу и сопротивляемость крыла к асимметричному складыванию [23]:

$$K_{изг} = \frac{c_{\max}}{b \cdot \lambda^2 \bar{x}_{ЦД}}$$

$$K_{нагр} = \frac{m_2}{S}$$

где $K_{изг}$ – критерий сопротивляемости крыла изгибу;

$K_{нагр}$ – критерий сопротивляемости крыла к асимметричному складыванию по удельной массовой нагрузке на крыло, кг/м²;

b – средняя аэродинамическая хорда крыла (хорда крыла прямоугольного в плане), м;

c_{\max} – максимальная толщина профиля крыла, м;

λ – удлинение крыла, вычисленное на основе размаха крыла в плане, м;

$\bar{x}_{ЦД} = \frac{x_{ЦД}}{b}$ – относительная продольная координата положения центра давления крыла;

$x_{ЦД}$ – продольная координата положения центра давления крыла в системе координат, связанной с хордой профиля центрального сечения крыла, с началом в носике профиля, м;

m_2 – масса груза, кг;

S – площадь крыла в плане, м².

Для УППГС эти критерии рационально использовать в качестве ограничений, отражающих надёжность системы.

Экономическую эффективность УППГС отражает стоимость изготовления системы. Стоимость изготовления вычисляется через массовые характеристики планирующей ПС:

$$C = \sum_i C_i^{\text{ткани}} M_i^{\text{купола}} + \sum_j C_j^{\text{шнура}} M_j^{\text{строп}} \quad (131)$$

где C – стоимость материалов для изготовления ПС, руб.;

$C_i^{\text{ткани}}$ – стоимость материала i -ой части крыла парашюта, руб./кг;

$C_j^{\text{шнура}}$ – стоимость материала j -ой стропы в стропной системе, руб./кг;

$M_i^{\text{купола}}$ – масса i -ой части крыла парашюта, кг;

$M_j^{\text{строп}}$ – масса j -ой стропы парашютной системы, кг.

Стоимость материалов для изготовления УППГС можно вычислить по приближённой зависимости, при условии однородности материалов используемых в конструкции крыла и материалов стропной системы:

$$C = C_1 \frac{S_{\text{общ}}}{l_{\text{тк}}} + C_2 L_{\text{ст}} \quad (132)$$

где C_1 – стоимость материала крыла парашюта, руб./м;

C_2 – стоимость материала строп, руб./м;

$S_{\text{общ}}$ – общая площадь материала всех элементов крыла, м²;

$l_{\text{тк}}$ – ширина рулона ткани, м;

$L_{\text{ст}}$ – суммарная длина строп, м.

При оперативном определении экономической эффективности разработчик УППГС может вовремя оценить рентабельность проекта и принять решение при согласовании контрактов.

3.4. Постановка задачи многодисциплинарной многокритериальной оптимизации облика управляемой планирующей парашютной грузовой системы

Вербально задача формулируется следующим образом: минимизировать заданные целевые функции, отражающие эффективность совершения УППГС транспортной операции, изменяя геометрические параметры системы, удовлетворяя заданным требованиям транспортной операции. Требования к системе формируют вектор ограничений и вектор параметров (требований).

Ограничения, используемые в постановке задачи, были получены в результате анализа требований к УППГС, описанным в разделе 1.3. Вектор ограничений задаётся из нелинейных (в общем случае) неравенств ограничений, преобразованных в форму $c(\mathbf{x}) \leq 0$.

Математически задачу определения оптимального облика УППГС можно сформулировать в форме многодисциплинарной многокритериальной оптимизационной задачи: найти такой элемент \mathbf{x}^* , который доставляет минимальное значение $f(\mathbf{x}^*, \mathbf{y}^*(\mathbf{x}, \mathbf{y}))$ заданной функции $f(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y}))$ при условии соблюдения ограничений $c_0(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y})) \leq 0$, $c_i(\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_i, \mathbf{y}_i(\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_i, \mathbf{y}_{j \neq i})) \leq 0$ для $i = 1, \dots, N$ и $\mathbf{x}_{нг} < \mathbf{x} < \mathbf{x}_{вг}$,

где $f(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y})) = [f_1(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y})), f_2(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y})), \dots, f_n(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y}))]$ – векторная оценка возможного решения \mathbf{x} ;

$f = (f_1, f_2, \dots, f_n)$ – векторный критерий;

f_i – критерии оптимальности (целевые функции);

$\mathbf{x} = [\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_1, \dots, \mathbf{x}_N]$ – возможное решение;

\mathbf{x}_0 – вектор глобальных переменных (используемых более чем в одной дисциплине);

\mathbf{x}_i – вектор локальных переменных (используемых только в пределах одной дисциплины);

\mathbf{x}^* – оптимальное решение;

$\mathbf{x}_{\text{нг}}, \mathbf{x}_{\text{вг}}$ – векторы нижней и верхних границ возможных решений;

$\mathbf{y} = [\mathbf{y}_1, \dots, \mathbf{y}_N]$ – вектор переменных связей (выходные данные дисциплинарного анализа);

\mathbf{y}_i – вектор переменных связей для i -ой дисциплины;

\mathbf{y}^* – вектор переменных связей в точке оптимального решения;

$c_0(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y}))$ – вектор-функция глобальных ограничений (ограничивающий более чем одну дисциплину);

$c_i(\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_i, \mathbf{y}_i(\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_i, \mathbf{y}_{j \neq i}))$ – вектор-функция локальных ограничений i -ой дисциплины;

N – количество дисциплин.

Или в стандартной форме оптимизационной задачи:

$$\begin{aligned} & \text{минимизировать} && f(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y})) \\ & \text{относительно} && \mathbf{x} \\ & \text{при условии} && c_0(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y})) \leq 0 \\ & && c_i(\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_i, \mathbf{y}_i(\mathbf{x}_0, \mathbf{x}_i, \mathbf{y}_{j \neq i})) \leq 0 \\ & && \mathbf{x}_{\text{нг}} < \mathbf{x} < \mathbf{x}_{\text{вг}} \end{aligned}$$

Раскрывая специфику задачи определения оптимального облика УППГС постановка задачи принимает следующий вид:

Глобальные переменные: $\mathbf{x}_0 = [L, b, c_{\text{max}}, l_0, d, n, \mathcal{G}_\sigma]$.

Локальные переменные: отсутствуют.

Переменные связей: $\mathbf{y} = [m_{\text{ПС}}, F_{\text{max}}, \alpha_\sigma, \mathbf{c}_a, V_{\text{ymin}}]$.

Глобальные ограничения: $\sigma_{\text{тк}} \leq \sigma_{\text{тк.р}}$

$$\sigma_{\text{ст}} \leq \sigma_{\text{ст.р}}$$

$$n_{\text{max}} \leq n_{\text{max доп}}$$

$$m_{\text{ПС}} \leq k_m m_\sigma$$

$$\sigma \leq \sigma_{\text{min}}$$

$$\alpha_{\bar{\sigma}} \leq \alpha_{\max}$$

$$\alpha_{\bar{\sigma}} \geq \alpha_{\min}$$

$$V_{\text{зоп}} \geq W_{\max}$$

$$V_{\text{нр}} \leq V_{\text{нр max}}$$

Локальные ограничения: отсутствуют.

Постановка задачи на базе архитектуры MDF:

минимизировать $[f_1(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y})), f_2(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y})), \dots, f_n(\mathbf{x}, \mathbf{y}(\mathbf{x}, \mathbf{y}))]$

относительно $\mathbf{x} = [L, b, c_{\max}, l_0, d, n, g_{\bar{\sigma}}]$

при условии $\mathbf{c}_0 = \begin{bmatrix} \sigma_{\text{мк}}(\mathbf{x}, y_2) - \sigma_{\text{мк.p}} \\ \sigma_{\text{ст}}(\mathbf{x}, y_2) - \sigma_{\text{ст.p}} \\ m_{\text{ПС}}(\mathbf{x}, y_2) - k_m m_2 \\ n_{\text{max}}(\mathbf{x}, y_1) - n_{\text{max доп}} \\ \sigma(\mathbf{x}, y_1) - \sigma_{\min} \\ \alpha_{\bar{\sigma}}(\mathbf{x}, y_1) - \alpha_{\max} \\ \alpha_{\min}(\mathbf{x}, y_1) - \alpha_{\bar{\sigma}} \\ W_{\max} - V_{\text{зоп}}(\mathbf{x}, y_1) \\ V_{\text{нр}}(\mathbf{x}, y_1) - V_{\text{нр max}} \end{bmatrix} \leq \mathbf{0}_{9 \times 1}$

$$\mathbf{c}_i = \emptyset \text{ для } i = 1, \dots, N$$

$$\mathbf{x}_{\text{нг}} < \mathbf{x} < \mathbf{x}_{\text{вг}}$$

3.5. Валидация методики

Для валидации разработанной методики определения облика УППГС был проведён сравнительный анализ характеристик систем, полученных расчётом с помощью разработанной методики по заданным векторам конструктивных параметров и требований, и характеристик, указанных производителями. Конструктивные параметры, требования и лётно-технические характеристики данных систем представлены в таблицах 7-9.

Таблица 7 – Конструктивные параметры УППГС

Параметр	RCS Snowflake	Pioneer XP310	Para-Flite MT-1X (MC-4)	Strong Enterprise SET 400-2	Parachutes de France BT-80	Performance Designs PD500
L – размах крыла, м	1.4	8.8	8.6	11.4	10.4	11.2
b – средняя хорда крыла, м	0.7	3.3	3.9	3.3	3.7	4.1
Профиль крыла	Clark Y	Clark Y	Clark Y	Clark Y	Clark Y	Clark Y
c_{\max} – максим. толщина профиля крыла, м	0.112	0.528	0.624	0.396	0.555	0.615
l_0 – длина строп, м	1.106	6.6	6.45	7.068	6.136	7.168
d – диаметр строп, м	-	-	4.763 (3/16")	-	4.763 (3/16")	-
n – кол-во строп	-	-	-	-	-	-
ϑ_0 – угол установки крыла, град.	-6	-4	-4	-7.5	-14.6	-4
Материал крыла	-	-	F-111 (Nylon Ripstop Fabric MIL-C-44378 Type IV)	-	F-111	-
Материал строп	-	-	Braided Dacron MIL-T-C-2754 Type 1; Nylon Cord MIL-C-5040 (PIA-C-5040) Type 3	-	-	-

Таблица 8 – Конструктивные требования к УППГС

Параметр	RCS Snowflake	Pioneer XP310	Para-Flite MT-1X (MC-4)	Strong Enterprise SET 400-2	Parachutes de France BT-80	Performance Designs PD500
m_z – масса груза, кг	6	227	163.3 (MC-4)/227 (MT-1X)	680	210	227
S_z – характерная площадь груза, м ²	0.066	0.79	1.4	1	0.79	0.85

Параметр	RCS Snowflake	Pioneer XP310	Para-Flite MT-1X (MC-4)	Strong Enterprise SET 400-2	Parachutes de France BT-80	Performance Designs PD500
h_0 – высота десантирования, м	1220	–	610-9144	–	–	–
ϑ_0 – угол ввода в поток, град.	0	0	0	0	0	0
V_0 – скорость десантирования, м/с	41.2	77.2	77.2	–	90	–
$n_{\max \text{ доп}}$ – макс. допустимая перегрузка	–	–	–	–	–	–
W_{\max} – максим. скорость ветра, м/с	–	–	4.5-11.2	–	–	–
$h_{\text{пр}}$ – высота площадки приземления, м	0	0	0	0	0	0
$V_{\text{пр}}$ – скорость приземления, м/с	–	–	4.3-4.6	3.6576-4.2672	4.5	–

Таблица 9 – Лётно-технические характеристики УППГС

Параметр	RCS Snowflake	Pioneer XP310	Para-Flite MT-1X	Strong Enterprise SET 400-2	Parachutes de France BT-80	Performance Designs PD500
K аэродинамическое качество	1.88	2.88	2.53	3.00	3.07	3.11
$m_{\text{ПС}}$ масса парашютной системы, кг	0.3	11.3	11.3	6.8	6.8	13.6

На рисунках 35, 37 приведены результаты сравнительного анализа аэродинамического качества и массы описанных выше УППГС, рассчитанных с помощью разработанной методики. На рисунках 36, 38 приведены относительные погрешности при определении характеристик систем.

Полученные расчётом данные показали удовлетворительную сходимость с данными производителей, что подтверждает адекватность разработанной методики. Средняя относительная погрешность при определении аэродинамического качества по выборке из шести УППГС составила 4.24%.

Средняя относительная погрешность при определении массы ПС составила 8.3%. Существенное расхождение при определении характеристик отдельных систем объясняется неполнотой данных производителей ПС.

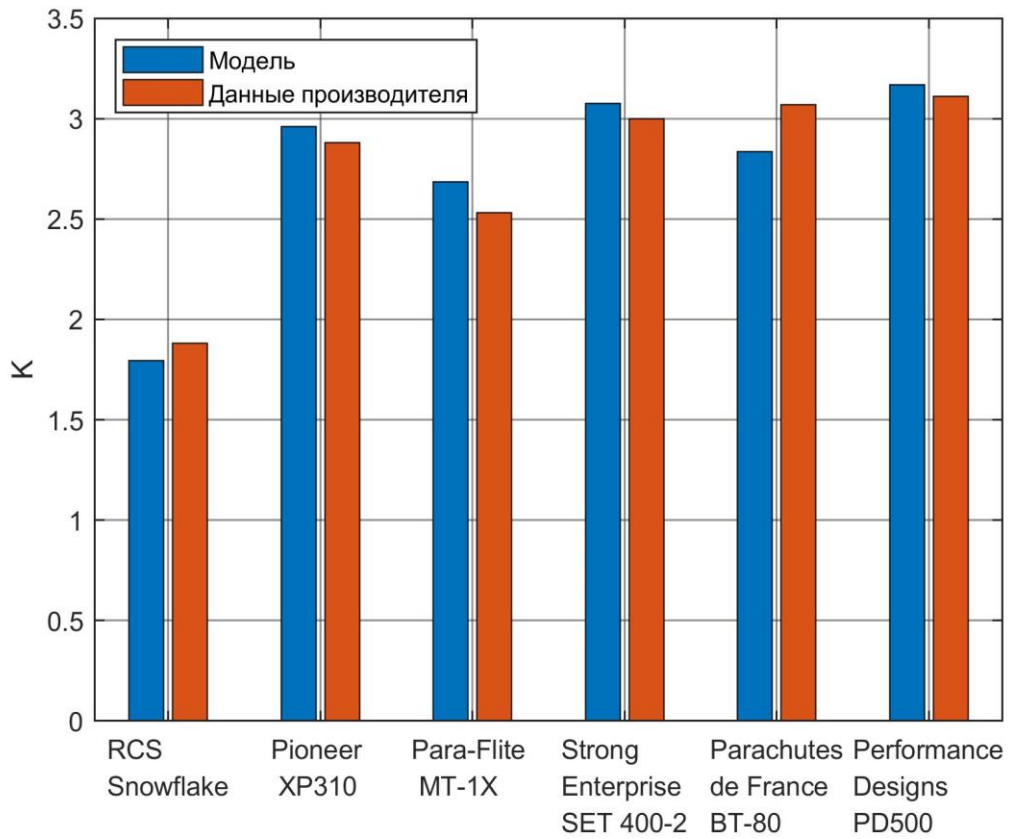


Рисунок 35 – Результаты сравнительного анализа аэродинамического качества УППГС

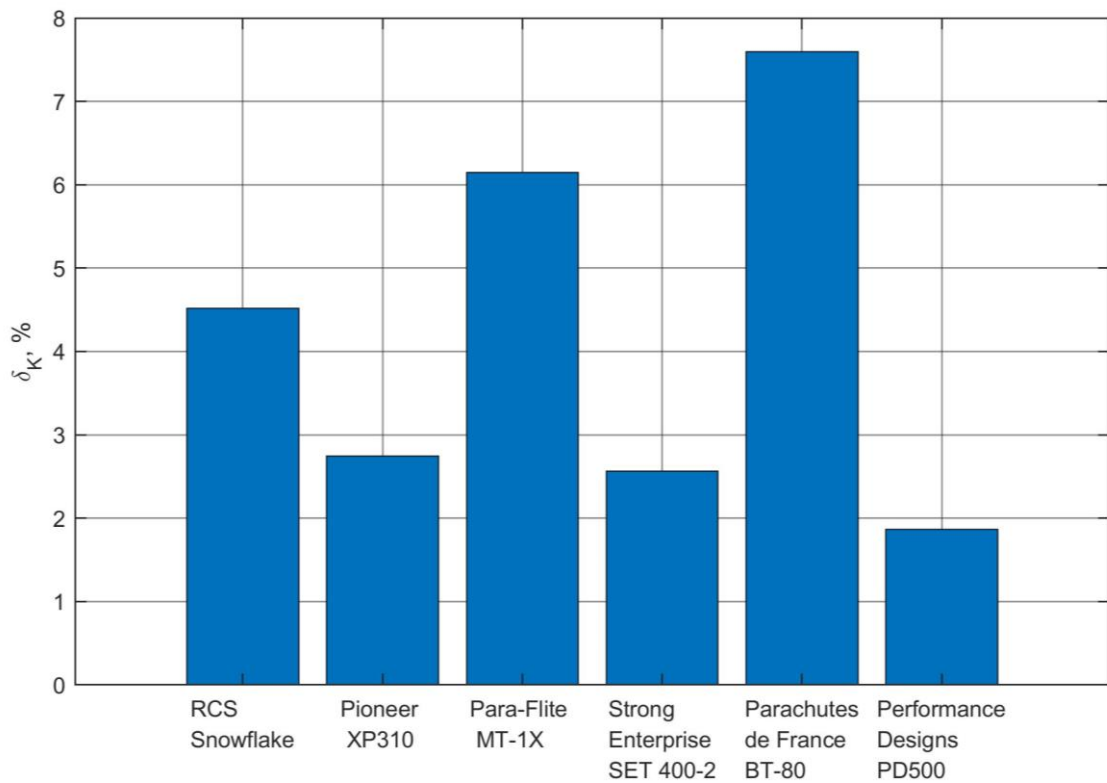


Рисунок 36 – Относительная погрешность при определении аэродинамического качества УППГС

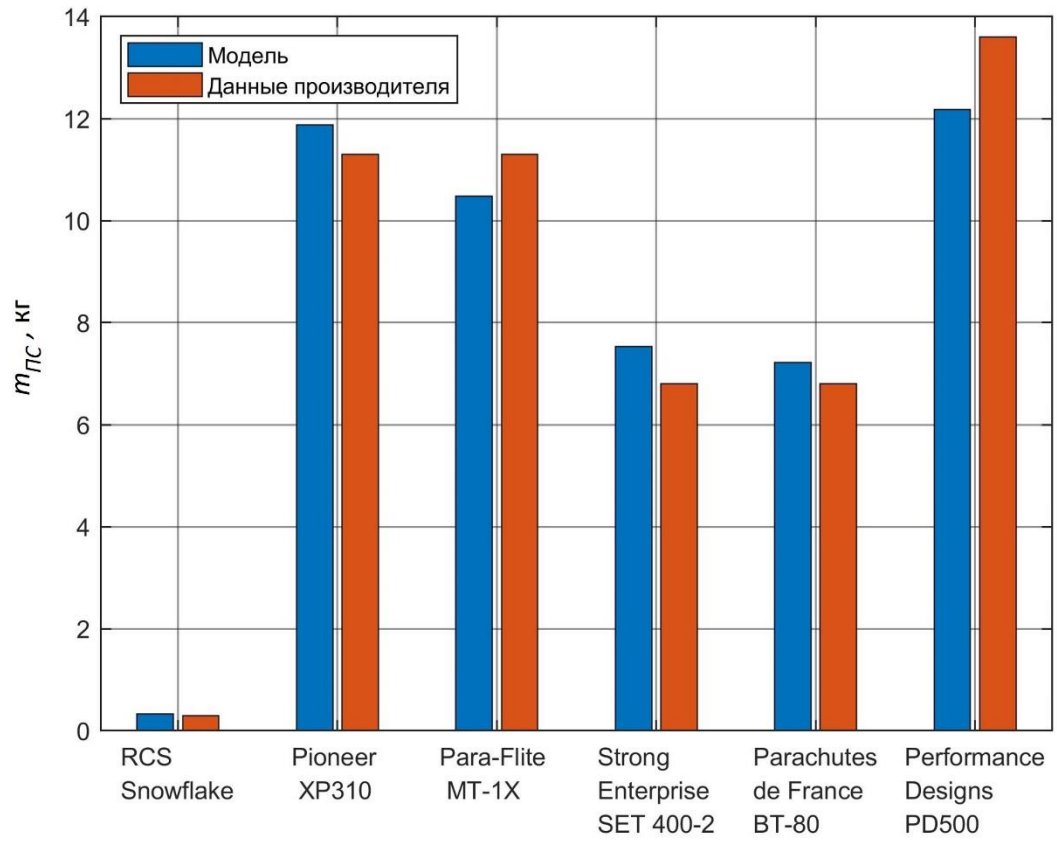


Рисунок 37 – Результаты сравнительного анализа массы УППГС

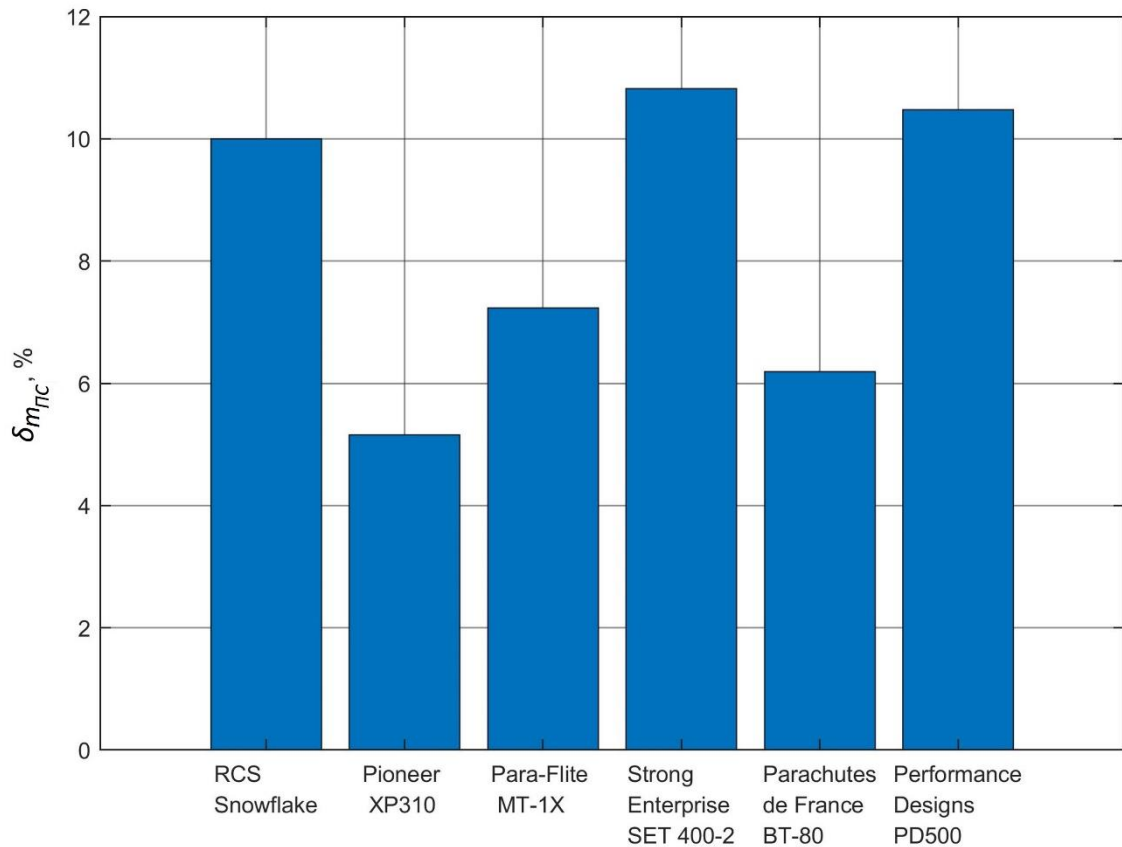


Рисунок 38 – Относительная погрешность при определении массы УППГС

3.6. Определение влияния конструктивных параметров на характеристики управляемой планирующей парашютной грузовой системы

Для улучшения конструкции УППГС важно понимать каким образом и насколько сильно влияет изменение каждого конструктивного параметра на выбранные целевые функции (характеристики системы).

Информация, полученная после проведения вычислительных экспериментов, может быть использована для улучшения характеристик УППГС, уменьшения общего времени их разработки, уменьшения избыточной вариативности при проектировании.

Для решения задачи применяется теория планирования эксперимента [1, 50, 124]. В качестве входных данных (управляемых переменных или факторов) задаются конструктивные параметры УППГС. В качестве выходных данных задаются целевые функции (характеристики системы).

3.6.1. Постановка задачи вычислительного эксперимента

В качестве переменных (факторов) выбраны следующие конструктивные параметры УППГС:

- L – размах крыла в плане, м;
- b – средняя аэродинамическая хорда крыла, м;
- l_0 – эффективная длина строп, м;
- d – диаметр строп, мм;
- ϑ_0 – угол установки крыла, °.

Выбранные факторы классифицированы следующим образом:

- L , b , l_0 , ϑ_0 – непрерывные количественные переменные;
- d – дискретная качественная переменная.

Общее количество факторов: 5.

Количество уровней каждого фактора: 9 – для непрерывных переменных; 3 – для дискретной переменной.

Тип вычислительного эксперимента: полный факторный.

Общее количество вычислительных экспериментов: 19683.

Выбранные реакции (отклики):

- K – аэродинамическое качество УППГС;
- $V_{гор}$ – горизонтальная составляющая воздушной скорости УППГС при установившемся режиме полёта;
- V_{np} – вертикальная составляющая скорости приземления при динамическом торможении;
- $m_{ПС}$ – масса ПС;
- C – стоимость материалов ПС.

Уровни факторов заданы следующим образом:

$$L = [2, 3.5, 5, 6.5, 8, 9.5, 11, 12.5, 14];$$

$$b = [1, 1.75, 2.5, 3.25, 4, 4.75, 5.5, 6.25, 7];$$

$$l_0 = [1, 3, 5, 7, 9, 11, 13, 15, 17];$$

$$d = [1.588, 3.175, 4.763];$$

$$\mathcal{G}_0 = [-15, -13.5, -12, -10.5, -9, -7.5, -6, -4.5, -3].$$

Максимальная толщина профиля крыла c_{max} (профиль Clark YM-18) и количество строп n определялись следующими зависимостями:

$$c_{max} = 0.18b \quad (133)$$

$$n = 8 + 16\lambda \quad (134)$$

Область полученных результатов также ограничивалась по удлинению крыла и количеству строп:

$$1 \leq \lambda \leq 4 \quad (135)$$

$$n > 12 \quad (136)$$

Для определения целевых функций был задан следующий вектор требований:

$$\mathbf{T} = [m_2, S_2, h_0, \mathcal{G}_0, V_0, n_{\max \text{ доп}}, W_{\max}, h_{np}, V_{np \text{ max}}] \quad (137)$$

$m_z = 250$ кг – масса груза;

$S_z = 1$ м² – характерная площадь груза;

$h_0 = 8000$ м – максимальная высота десантирования груза;

$\vartheta_0 = 0^\circ$ – угол наклона траектории при вводе ПС в действие;

$V_0 = 80$ м/с – максимальная скорость десантирования (скорость самолёта при сбросе груза);

$n_{\max \text{ доп}} = 10$ – максимально допустимая перегрузка для груза;

$W_{\max} = 5$ м/с – максимально допустимая скорость ветра;

$h_{np} = 0$ м – высота площадки приземления (относительно среднего уровня моря);

$V_{np \max} = 15$ м/с – максимально допустимая скорость приземления груза.

3.6.2. Проведение вычислительного эксперимента

На базе разработанной методики был проведён полный факторный вычислительный эксперимент.

На рисунке 39 приведены графики влияния конструктивных параметров УППГС на аэродинамическое качество K , отражающие среднее значение функции отклика на каждом уровне конструктивного параметра.

На рисунках 40-43 приведены графики влияния конструктивных параметров УППГС на горизонтальную скорость установившегося движения $V_{гор}$, вертикальную скорость приземления при динамическом торможении V_{np} , массу ПС $m_{ПС}$ и стоимость материалов C соответственно.

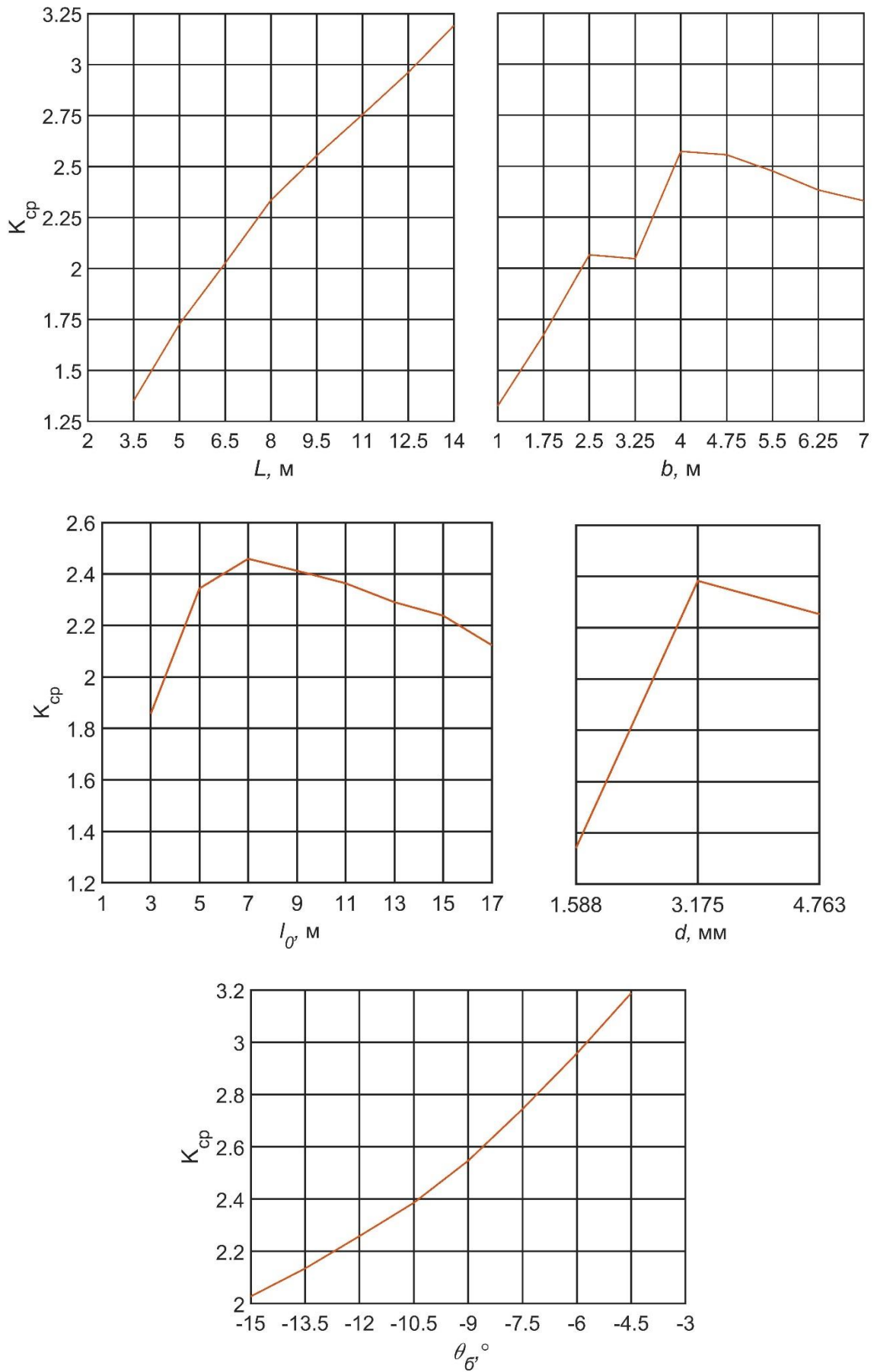


Рисунок 39 – Влияние конструктивных параметров УППГС на целевую функцию – аэродинамическое качество K

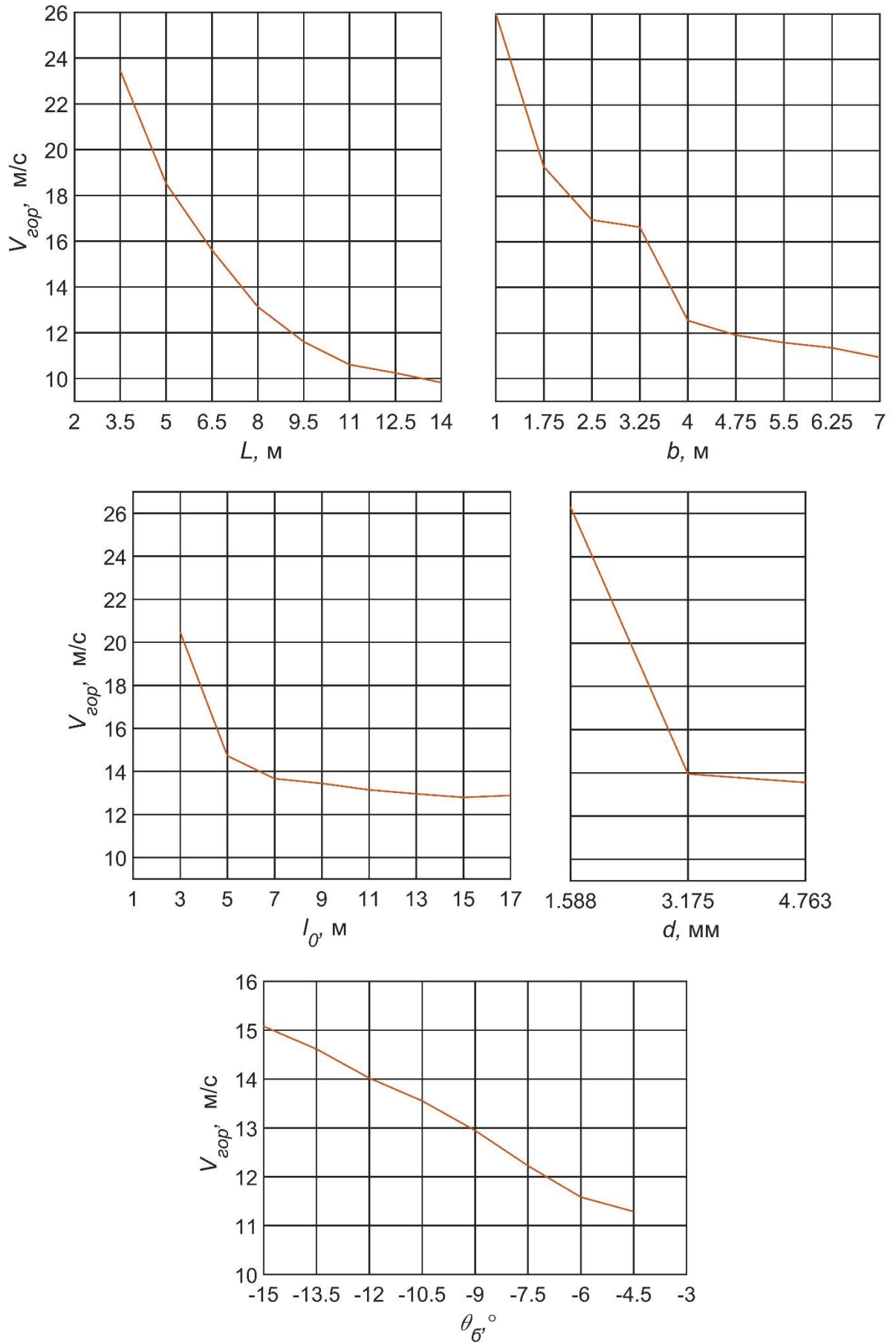


Рисунок 40 – Влияние конструктивных параметров УППГС на горизонтальную скорость установившегося движения

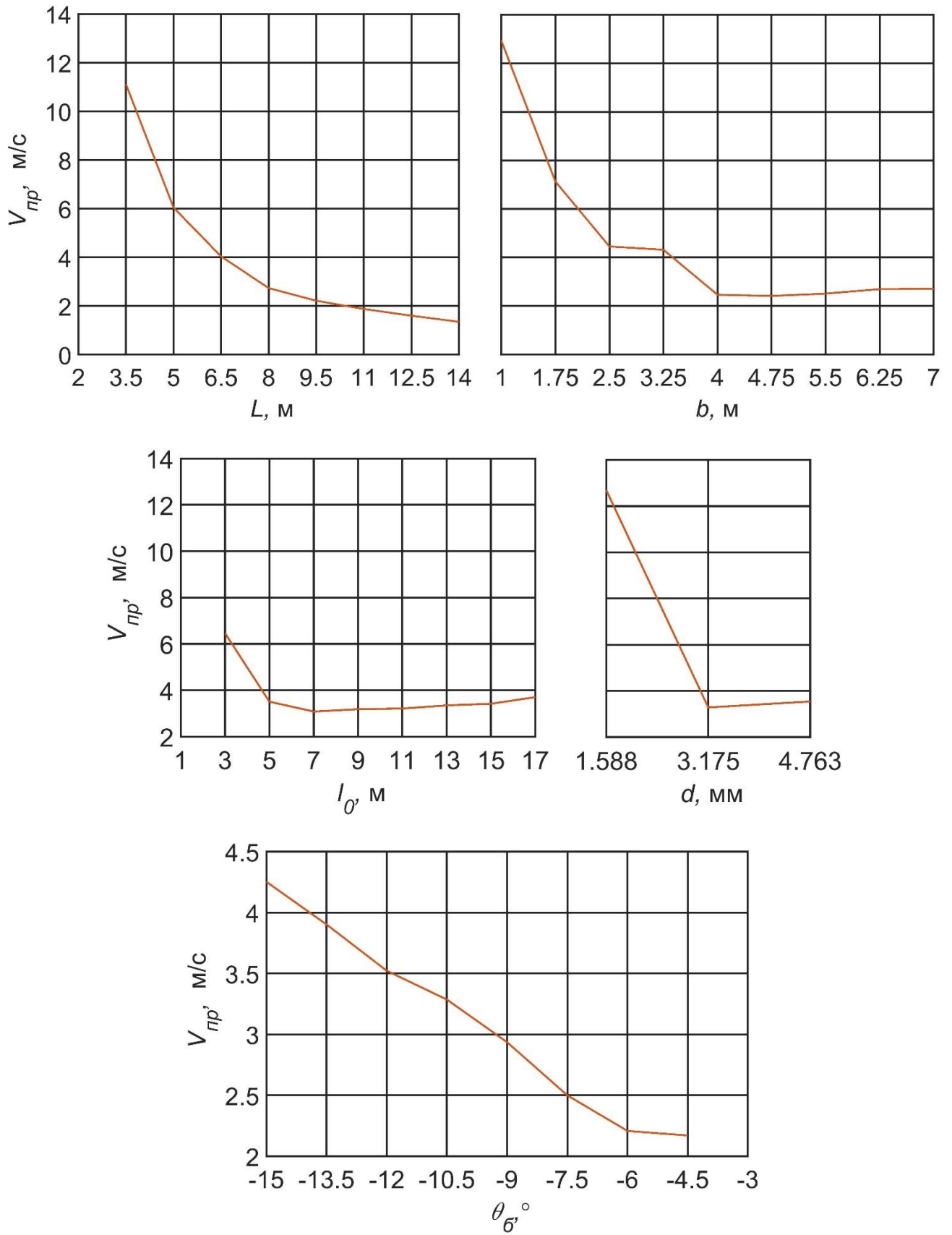


Рисунок 41 – Влияние конструктивных параметров УППГС на вертикальную скорость приземления при динамическом торможении

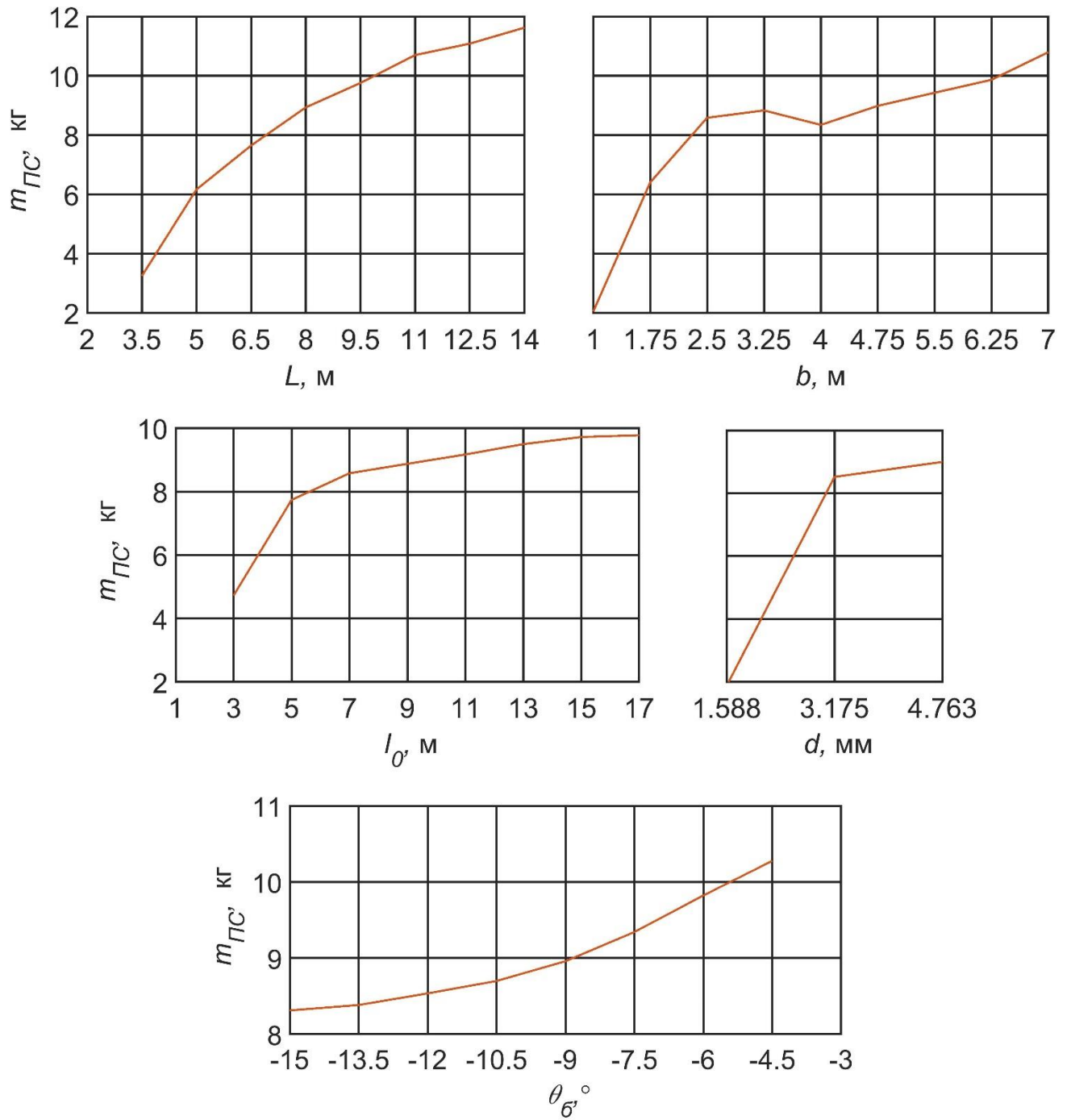


Рисунок 42 – Влияние конструктивных параметров УППГС на массу ПС

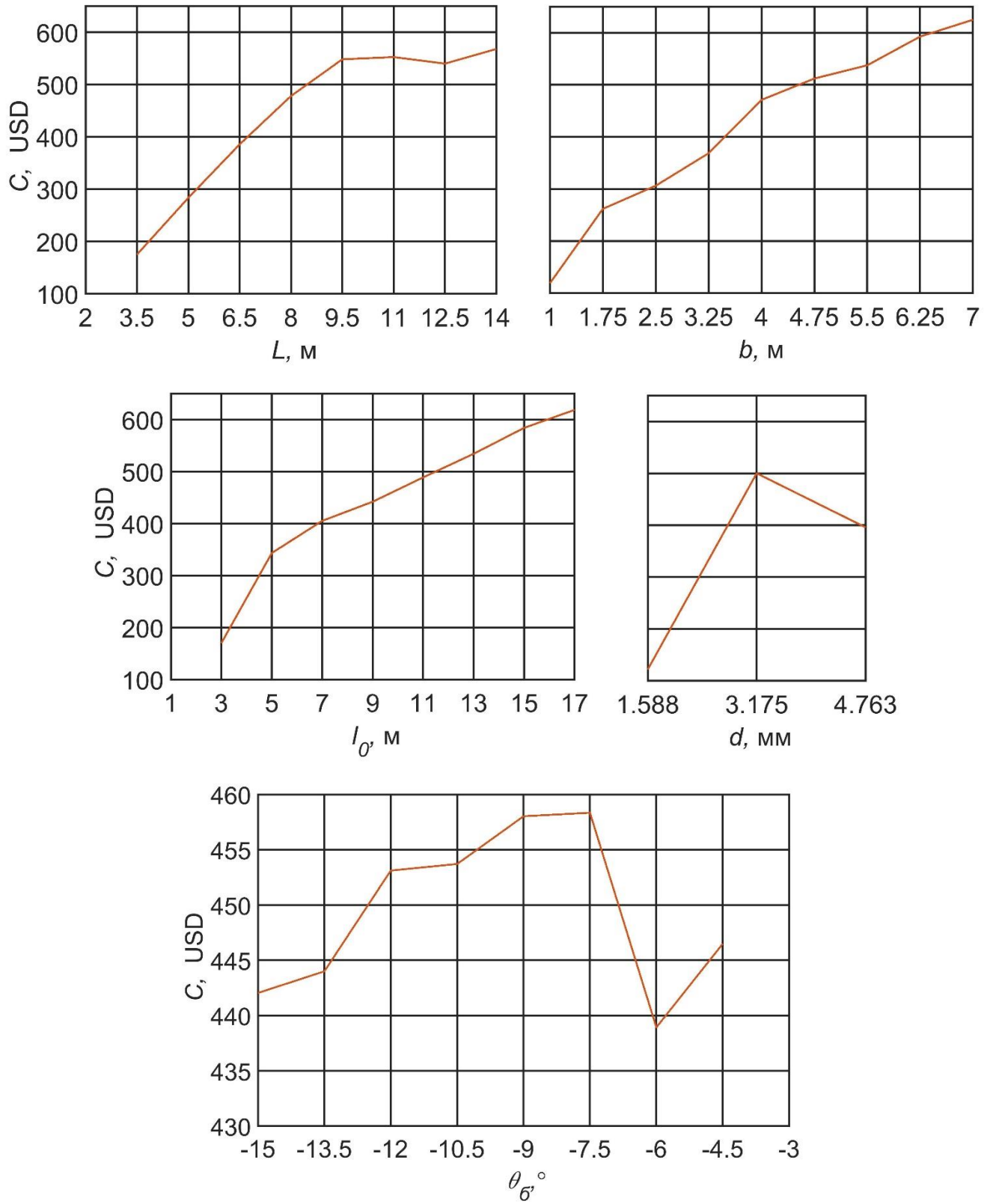


Рисунок 43 – Влияние конструктивных параметров УППГС на стоимость материалов

3.6.3. Анализ результатов

По графикам влияния конструктивных параметров на аэродинамическое качество (рисунок 39) можно сделать следующие выводы:

- увеличение размаха крыла ведёт к существенному увеличению аэродинамического качества УППГС, что объясняется увеличением удлинения крыла, которое ведет к снижению индуктивного сопротивления и дополнительного сопротивления, вызванного нормальной составляющей скорости (по отношению к крылу);

- с увеличением средней аэродинамической хорды крыла до точки $b = 4$ м увеличение аэродинамического качества обусловлено сопутствующим увеличением удлинения крыла в связи с необходимостью сохранения удлинения крыла в заданном диапазоне ($1 \leq \lambda \leq 4$); падение аэродинамического качества при хорде крыла свыше 4 м вызвано сопутствующим уменьшением удлинения крыла из-за верхней границы размаха крыла в 14 м;

- увеличение длины строп до точки оптимума ведёт к увеличению аэродинамического качества, однако дальнейшее увеличение длины строп ведёт к его уменьшению. Это объясняется тем, что при небольшой относительной длине строп её увеличение ведёт к увеличению подъёмной силы за счёт уменьшения арокности крыла, которое превышает увеличение лобового сопротивления стропной системы. При дальнейшем увеличении длины строп увеличение лобового сопротивления строп превышает увеличение подъёмной силы, что ведёт к снижению аэродинамического качества;

- при увеличении диаметра строп с 3.175 мм до 4.763 мм уменьшение аэродинамического качества связано с возрастанием лобового сопротивления стропной системы; увеличение аэродинамического качества при переходе со строп с диаметром 1.588 мм на стропы с диаметром 3.175 мм, обусловлено влиянием других конструктивных параметров на аэродинамическое качество и

невозможностью при вычислительном эксперименте полностью избавиться от этого влияния;

– уменьшение абсолютной величины угла установки крыла ведёт к увеличению аэродинамического качества за счёт увеличения балансировочного угла атаки крыла при условии обеспечения запаса безопасности по углу атаки.

Согласно теоретическим расчётам [108], с увеличением удлинения крыла планирующего парашюта увеличивается его аэродинамическое качество, что обусловлено уменьшением индуктивного сопротивления по отношению к подъёмной силе. Также с увеличением удлинения характеристики крыла приближаются к характеристикам выбранного аэродинамического профиля для крыла бесконечного размаха. Однако практически удлинение $\lambda = 3 \div 3.5$ является предельным, так как крыло планирующего парашюта нежёсткое и поддерживает свою форму за счёт давления воздуха внутри него. С увеличением удлинения крыла ухудшаются условия его наполнения и поддержания давления в крайних секциях, а также для поддержания правильной формы крыла необходимо увеличение количества строп и нервюр, что ведёт к увеличению сопротивления, массы и объёма парашюта в уложенном состоянии. При этом снижается надёжность консолей крыла по складыванию при полётах в турбулентной атмосфере, уменьшается динамическая устойчивость и возрастает длительность переходных процессов. Таким образом, арочность крыла, устойчивость системы, длина и количество строп в определённый момент приводят к уменьшению влияния удлинения крыла на увеличение аэродинамического качества.

Изменением угла установки в некоторых пределах изменяется диапазон балансировочного угла атаки. За счёт этого изменением угла установки добиваются оптимального аэродинамического качества на установившемся режиме полёта и отодвигают режимы срыва в парашютирование и негативную спираль.

Уменьшение угла установки приводит к увеличению аэродинамического качества, но уменьшает скорость полёта системы. Уменьшение угла установки ниже допустимого предела может привести к срыву системы в режим

парашютирования и негативной спирали, ограничивает допустимый диапазон хода строп управления и время выполнения манёвров.

Увеличение угла установки уменьшает аэродинамическое качество, ведёт к приближению границы фронтального срыва и большей чувствительности к складываниям по передней кромке крыла, но отодвигает границу по срыву и, следовательно, расширяет диапазон хода строп управления и манёвров.

Таким образом, для достижения высокого аэродинамического качества: рационально максимально увеличивать удлинение крыла при условии обеспечения необходимых запасов надёжности крыла по складываниям, выбирать оптимальную длину стропной системы в диапазоне $\frac{l_0}{L} = 0.5...0.6$, обеспечить полет на максимально возможном балансирующем угле атаки с помощью установочного угла крыла при условии обеспечения запаса по углу атаки с целью предотвращения выходов на опасные режимы полета во время эксплуатации УППГС.

Увеличение горизонтальной скорости установившегося полета УППГС можно обеспечить уменьшением удлинения крыла, длины стропной системы и увеличением угла установки крыла (рисунок 40).

Добиваться минимальной вертикальной скорости приземления УППГС при использовании динамического торможения рационально с помощью увеличения удлинения крыла и уменьшения угла установки крыла (рисунок 41).

Снижение массы и стоимости материалов парашютной системы достигается путем уменьшения площади крыла, длины и диаметра строп, увеличением угла установки крыла (рисунки 42-43).

Таким образом, определение оптимального облика УППГС для заданных в ТЗ требований представляет собой задачу нахождения компромиссного конструктивного решения.

Характер полученных зависимостей, представленных на рисунках 39-43, является логичным и ожидаемым, что говорит о работоспособности и адекватности разработанной методики определения облика УППГС.

3.7. Заключение

Разработана методика определения облика УППГС под параметры транспортной операции на основе многодисциплинарной архитектуры и многокритериального генетического алгоритма NSGA-II в смешанно целочисленной постановке задачи оптимизации. Методика обрабатывает дискретные и непрерывные переменные и позволяет проводить параметрическую оптимизацию конструкции УППГС под требования ТЗ с возможностью варьирования критериев оптимальности, а также учитывает динамику системы груз-парашют во время манёвра динамического торможения при оценке скорости приземления.

Проведён анализ и классификация критериев оптимальности УППГС, используемых при проектировании. Сформулирована постановка задачи оптимизации конструктивного облика УППГС и формализовано пространство решений, обоснован выбор методов оптимизации.

Проведена валидация методики путём расчёта характеристик УППГС по заданным векторам конструктивных параметров \mathbf{x} и требованиям, указанным производителями. В качестве характеристик были выбраны аэродинамическое качество и масса ПС. Сравнительный анализ показал, что среднее отклонение характеристик, рассчитанных по методике, от характеристик, заявленных производителями, не превышает $\pm 8.3\%$.

Проведен полный факторный вычислительный эксперимент по определению влияния конструктивных параметров на критерии оптимальности УППГС. Показана степень влияния размаха и хорды крыла, длины и диаметра строп, угла установки крыла на аэродинамическое качество системы, горизонтальную скорость крейсерского режима полета, вертикальную скорость приземления, массу и стоимость материалов ПС. Полученные зависимости подтверждают работоспособность методики. Рассмотрены пути повышения эффективности УППГС.

Глава 4. Оценка эффективности методики определения облика управляемой планирующей парашютной грузовой системы

Разработанная методика позволяет формировать технический облик УППГС для ряда прикладных задач, актуальность которых была отмечена в главе 1.

В настоящей главе рассмотрено определение облика УППГС с помощью разработанной методики для решения следующих задач:

- точная доставка грузов в труднодоступные районы;
- транспортная операция по беспосадочной доставке грузов с применением УППГС на участке «последней мили»;
- увеличение дальности электрического самолёта десантированием отработанных аккумуляторов на УППГС.

4.1. Постановка задачи определения облика управляемой планирующей парашютной грузовой системы

4.1.1. УППГС для точной доставки грузов в труднодоступные районы

Для определения облика УППГС с помощью разработанной методики необходимо задать векторы требований и ограничений. Ниже приведены параметры, являющиеся элементами этих векторов.

Масса груза задана равной 250 кг, что соответствует одному из наиболее распространённых классов парашютных грузовых систем по весу полезной нагрузки. Доставка полезной нагрузки массой до 250 кг осуществляется в стандартных контейнерах типа А-22, предназначенных для поставки провизии, медикаментов, боеприпасов и различного оборудования. Контейнер представляет собой куб со стороной 1.22 м. За характерную площадь принимается площадь фронтальной поверхности контейнера, равная 1.49 м².

Условия десантирования системы заданы в соответствии с требованиями к управляемым грузовым ПС [34, с. 129]: максимальная скорость десантирования до

300 км/ч, максимальная высота десантирования груза 8 км, угол наклона траектории при вводе парашютной системы в действия принят равным 0° .

Максимально допустимая скорость приземления груза задана равной 7.5 м/с, максимальная перегрузка не более 4 единиц.

В соответствии с выше изложенным вектор требований задан следующим образом:

$$\mathbf{T} = [m_z, S_z, h_0, \vartheta_0, V_0, n_{\max \text{ доп}}, W_{\max}, h_{np}, V_{np \max}] \quad (138)$$

$m_z = 250$ кг – масса груза;

$S_z = 1.49$ м² – характерная площадь груза;

$h_0 = 8000$ м – максимальная высота десантирования груза;

$\vartheta_0 = 0^\circ$ – угол наклона траектории при вводе парашютной системы в действие;

$V_0 = 300$ км/ч = 83.33 м/с – максимальная скорость десантирования (скорость самолёта при сбросе груза);

$n_{\max \text{ доп}} = 10$ – максимально допустимая перегрузка для груза;

W_{\max} – максимально допустимая скорость ветра не ограничивалась;

$h_{np} = 0$ м – высота площадки приземления (относительно среднего уровня моря);

$V_{np \max} = 7.5$ м/с – максимально допустимая скорость приземления груза.

Вектор ограничений задан следующим образом:

$$c(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \sigma_{mk} - \sigma_{mk.p} \\ \sigma_{ct} - \sigma_{ct.p} \\ m_{ПС} - k_m m_z \\ n_{\max} - n_{\max \text{ доп}} \\ \sigma - \sigma_{\min} \\ \alpha_{\delta} - \alpha_{\max} \\ \alpha_{\min} - \alpha_{\delta} \\ W_{\max} - V_{zop} \\ V_{np} - V_{np \max} \end{bmatrix} \leq \mathbf{0}_{9 \times 1} \quad (139)$$

где $\mathbf{0}_{9 \times 1}$ – нулевая матрица, размером 9×1 .

$k_m = 0.05$ – коэффициент относительной массы ПС;

$\sigma_{\min} = -0.15$ – минимальный запас продольной статической устойчивости;

$\alpha_{\max} = 10^\circ$ – максимально допустимый угол атаки;

$\alpha_{\min} = 1^\circ$ – минимально допустимый угол атаки.

Значение коэффициента относительной массы выбрано по верхней границе диапазона $k_m = 0.02 - 0.05$, соответствующего требованиям к грузовым парашютным системам [34, с. 128].

Требуемый запас продольной статической устойчивости величиной в 15% относительно центра тяжести системы груз-парашют выбран в соответствии с рекомендациями [23, с. 70].

Остальные значения элементов вектора ограничений были приведены ранее.

Вероятность безотказной работы задана равной 0.95.

Пространство поиска решений ограничивалось следующими значениями параметров:

размах крыла:	$2 \leq L \leq 14,$	[м]
средняя хорда крыла:	$1 \leq b \leq 7,$	[м]
максимальная толщина профиля крыла:	$c_{\max} = 0.18b,$	[м]
длина строп:	$1 \leq l_0 \leq 17,$	[м]
диаметр строп:	$1 \leq d \leq 3,$	[поз. в пер. материалов]
количество строп:	$n = 8 + 16\lambda,$	[шт.]
угол установки крыла:	$-15 \leq \vartheta_0 \leq -3,$	[град]
удлинение крыла:	$2 \leq \lambda \leq 4,$	[–]

Целевыми функциями были заданы – горизонтальная составляющая воздушной скорости при установившемся режиме полёта системы V_{zop} и аэродинамическое качество системы груз-парашют K :

$$f = [-V_{zop}, -K] \quad (140)$$

где f – векторный критерий.

Такой выбор критериев обусловлен тем, что для успешного выполнения транспортной операции доставки груза в труднодоступные районы наиболее важным фактором является обеспечение устойчивости системы к погодным условиям (ветру) и особенностям рельефа труднодоступных районов, что обеспечивается такими характеристиками как горизонтальная составляющая воздушной скорости в крейсерском режиме полёта, позволяющая системе лететь против ветра, и аэродинамическое качество, с увеличением которого увеличиваются радиус достижения цели и возможности маневрирования.

4.1.2. Транспортная операция по беспосадочной доставке грузов с применением УППГС на участке «последней мили»

Десантирование грузов на последнем участке транспортной операции позволяет увеличить дальность операции, уменьшает расход топлива носителя в связи с отсутствием необходимости выполнять посадку-взлёт в точке доставки груза. Масса полезной нагрузки задана равной 500 кг, доставка осуществляется в стандартном контейнере типа А-22, который может быть использован для сброса квадроциклов, надувных лодок, снегоходов и саней для Арктики.

Элементы вектора требований:

$$\mathbf{T} = [m_z, S_z, h_0, \mathcal{G}_0, V_0, n_{\max \text{ доп}}, W_{\max}, h_{np}, V_{np \max}] \quad (141)$$

$m_z = 500$ кг – масса груза;

$S_z = 1.49$ м² – характерная площадь груза;

$h_0 = 8000$ м – максимальная высота десантирования груза;

$\mathcal{G}_0 = 0^\circ$ – угол наклона траектории при вводе парашютной системы в действие;

$V_0 = 300$ км/ч = 83.33 м/с – максимальная скорость десантирования (скорость самолёта при сбросе груза);

$n_{\max \text{ доп}} = 8$ – максимально допустимая перегрузка для груза;

$W_{\max} = 10$ м/с – максимально допустимая скорость ветра;

$h_{np} = 0$ м – высота площадки приземления (относительно среднего уровня моря);

$V_{np \max} = 7.5$ м/с – максимально допустимая скорость приземления груза.

Элементы вектора ограничений:

$k_m = 0.05$ – коэффициент относительной массы парашютной системы;

$\sigma_{\min} = -0.15$ – минимальный запас продольной статической устойчивости;

$\alpha_{\max} = 10^\circ$ – максимально допустимый угол атаки;

$\alpha_{\min} = 1^\circ$ – минимально допустимый угол атаки.

Вероятность безотказной работы задана равной 0.95.

Пространство поиска решений ограничивалось следующими значениями параметров:

размах крыла:	$2 \leq L \leq 16,$	[м]
средняя хорда крыла:	$1 \leq b \leq 8,$	[м]
максимальная толщина профиля крыла:	$c_{\max} = 0.18b,$	[м]
длина строп:	$1 \leq l_0 \leq 17,$	[м]
диаметр строп:	$1 \leq d \leq 3,$	[поз. в пер. материалов]
количество строп:	$n = 8 + 16\lambda,$	[шт.]
угол установки крыла:	$-15 \leq \vartheta_0 \leq -3,$	[град]
удлинение крыла:	$2 \leq \lambda \leq 4,$	[–]

Целевыми функциями заданы: дальность полёта системы груз-парашют L и стоимость материалов ПС C :

$$f = [-L, C] \quad (142)$$

Максимизация дальности позволяет увеличить эффективную дальность и точность доставки груза на участке последней мили. Минимизация стоимости материалов ПС отражает экономическую эффективность УППС и транспортной операции.

4.1.3. УППГС для десантирования аккумуляторов электрического самолёта

На данный момент ведётся множество программ, посвящённых разработке как полностью электрических, так и гибридных самолётов: NASA X-57 Maxwell, Airbus E-Fan X, Zunum Aero, Eviation Alice, ATR “All Electrical Aircraft” и др. Компания ATR начала проработки и лётные испытания полностью электрических вариантов самолётов на базе ATR 72 [188, 189]. В связи с ограниченной удельной энергоёмкостью аккумуляторов в настоящее время наибольшее внимание уделяется проектированию ближнемагистральных региональных самолётов, прототипы которых имеют относительную массу топлива $\bar{m}_t = 0.18 - 0.26$.

В качестве прототипа электрического самолёта рассматривается пассажирский двухмоторный турбовинтовой самолёт для ближнемагистральных перелётов на базе ATR 72-600. Предварительный вариант компоновки электрического исполнения ATR 72-600 представлен на рисунке 45 [90, 163].

Для самолёта ATR 72-600 (рисунок 44), имеющего запас топлива в 5000 кг и дальность 1528 км (таблица 10), по формуле (143) можно рассчитать, что по состоянию на 2020 г. теоретическая максимальная дальность этого самолёта с использованием электрической силовой установки ограничена отметкой в 328 км:

$$L = E^* \eta \frac{1}{g} K \frac{m_{ак}}{m} = 328\ 000\ \text{м} \quad (143)$$

где L – дальность;

$E^* = 300\ \text{Вт} \cdot \text{ч/кг} = 1.08 \cdot 10^6\ \text{Дж/кг}$ – удельная энергоёмкость аккумуляторов;

$\eta = 0.8$ – полный КПД силовой установки;

$K = 17$ – аэродинамическое качество;

$m_{ак} = 5\ 000\ \text{кг}$ – масса аккумуляторов;

$m = 22\ 800\ \text{кг}$ – максимальная взлётная масса самолёта.

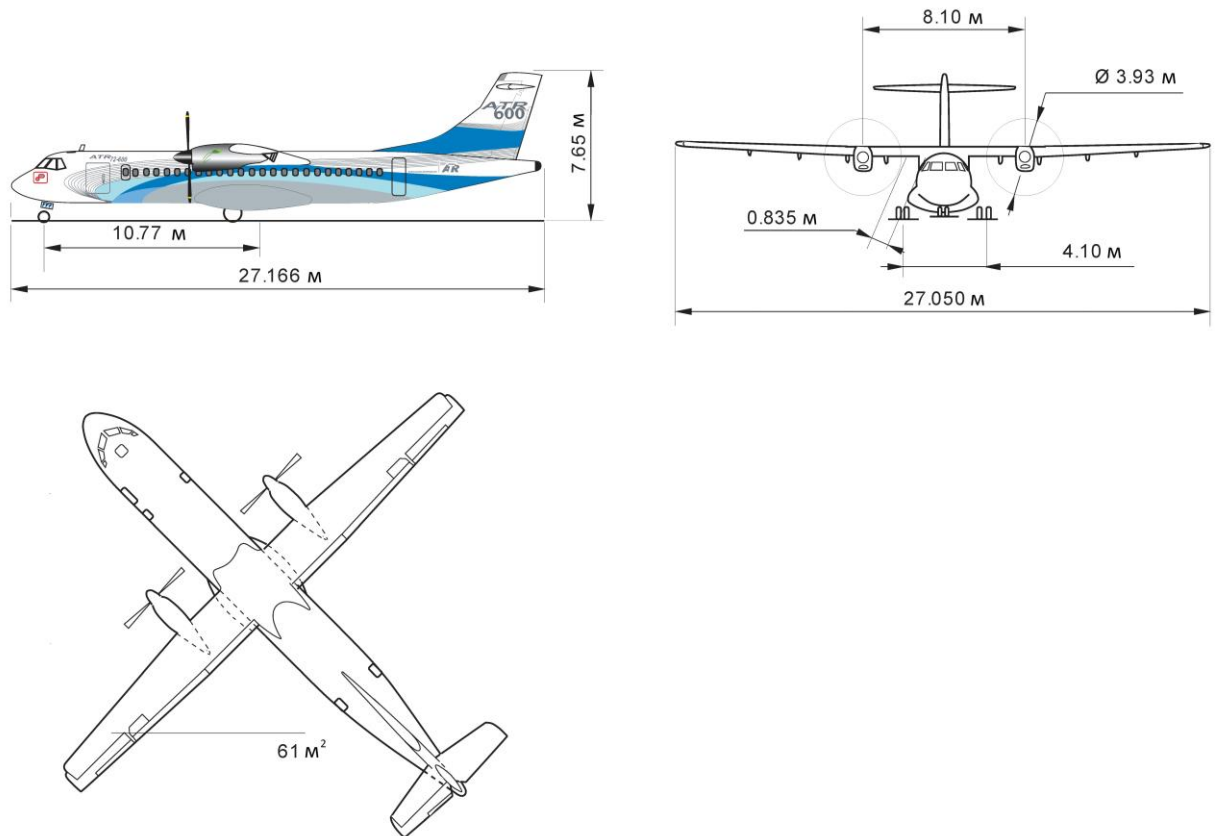


Рисунок 44 – Общий вид самолёта ATR 72-600 [184]

Для того чтобы соответствовать требованиям по дальности для самолётов местных воздушных линий или ближнемагистральных региональных самолётов, необходимо увеличение удельной энергоёмкости аккумуляторов в 3-4 раза (рисунок 47), что в обозримом будущем маловероятно.

Таблица 10 – Лётно-технические характеристики самолёта ATR 72-600 [184]

Технические характеристики	
Экипаж	2 человека
Пассажировместимость	70 пассажиров
Длина	21.166 м
Размах крыла	27.05 м
Высота	7.65 м
Площадь крыла	61 м ²
Удлинение крыла	12
Максимальная взлётная масса	22 800 кг
Максимальная масса топлива во внутренних баках	5 000 кг
Объём топливных баков	6 974 л
Грузоподъёмность	7 500 кг
Мощность двигателей	2 × 2 475 л. с. (2 × 1 846 кВт)
Лётные характеристики	
Крейсерская скорость	510 км/ч
Практическая дальность	1528 км (70 пассажиров, типовое снаряжение и оборудование)
Перегоночная дальность	3 622 км
Практический потолок	7 620 м

Вариант компоновки 1

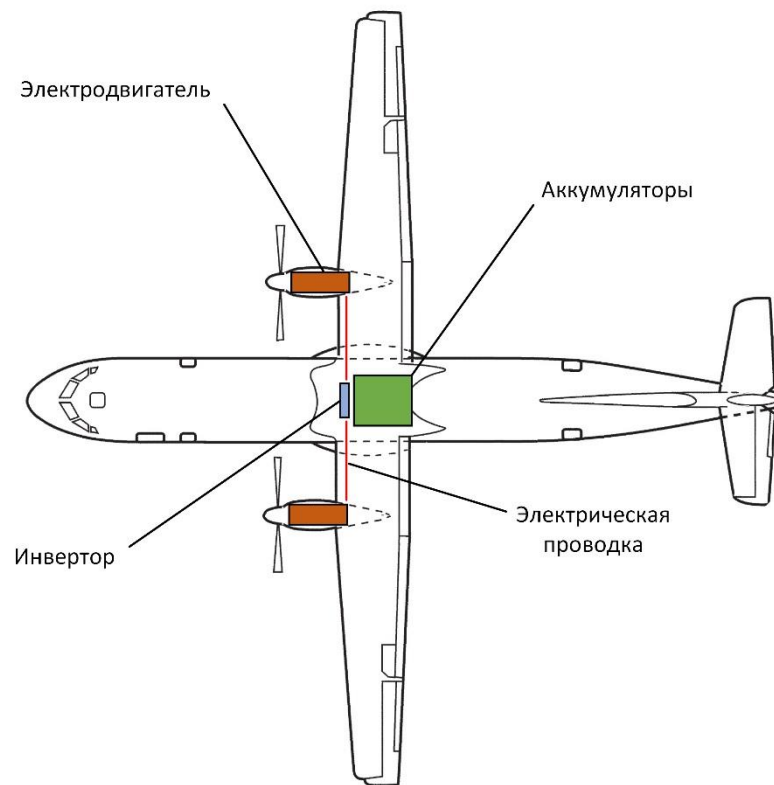
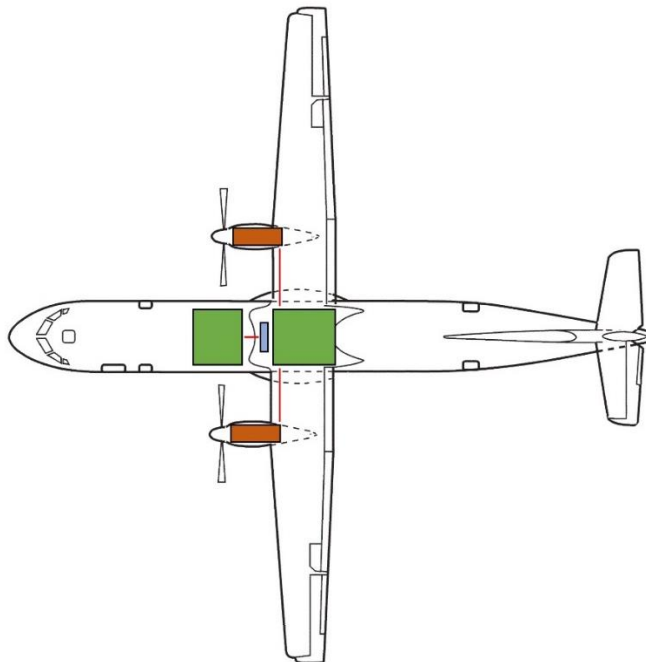


Рисунок 45 – Схемы интеграции электрической силовой установки в самолёт ATR 72-600

Вариант компоновки 2

Рисунок 46 – Схемы интеграции электрической силовой установки в самолёт ATR 72-600
(продолжение)

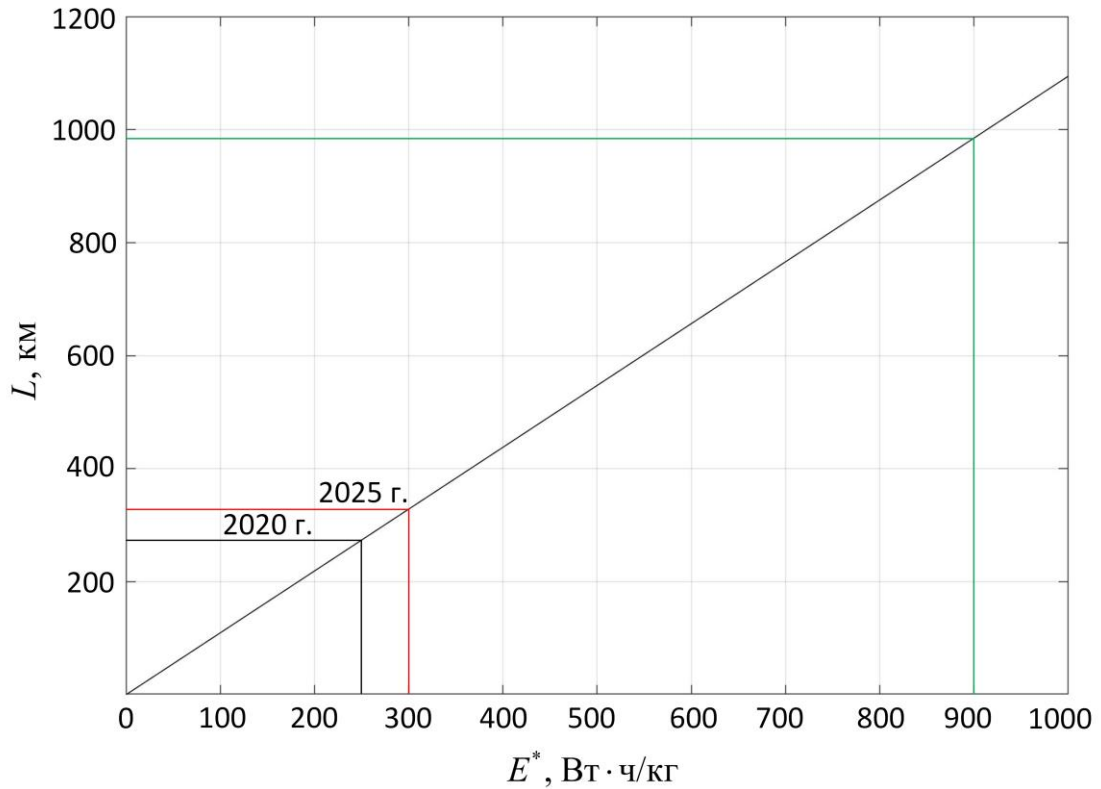


Рисунок 47 – Дальность самолёта ATR 72-600 с электрической силовой установкой в зависимости от удельной энергоёмкости аккумуляторов

$$L = 274 \text{ км при } E^* = 250 \text{ Вт} \cdot \text{ч/кг}$$

$$L = 328 \text{ км при } E^* = 300 \text{ Вт} \cdot \text{ч/кг}$$

$$L = 985 \text{ км при } E^* = 900 \text{ Вт} \cdot \text{ч/кг}$$

Одним из вариантов увеличения дальности электрических самолётов является десантирование отработанных аккумуляторов во время полёта на УППГС на заранее заданных точках маршрута (рисунок 48).

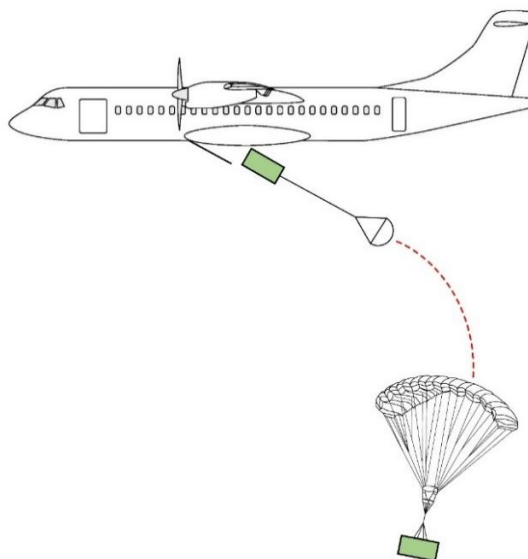


Рисунок 48 – Десантирование аккумуляторов электрического самолёта с помощью УППГС

Для регионального самолёта ATR 72-600 с массой аккумуляторов равной 5000 кг ($\frac{m_{ак}}{m} = 0.22$), увеличение дальности при десантировании аккумуляторов по мере их выработки в 5 этапов составит 10.6%, что по сравнению с другими средствами увеличения дальности является существенным.

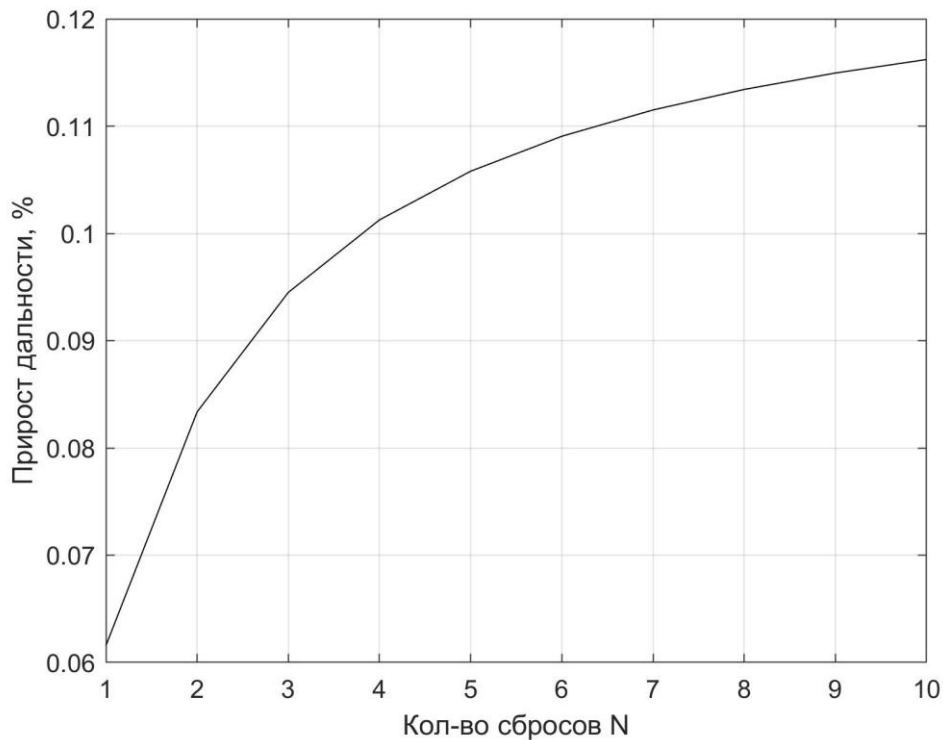


Рисунок 49 – Прирост дальности самолёта ATR 72-600 с электрической силовой установкой при десантировании отработанных аккумуляторов во время полёта

Поэтому для решения задачи увеличения дальности электрического самолёта путём десантирования отработанных аккумуляторов необходимо определение оптимального облика УППГС с учётом специфики данной задачи.

Для задания векторов требований и ограничений необходимо рассмотреть отдельные параметры, являющиеся элементами этих векторов.

Предполагаемые размеры сбрасываемого блока аккумуляторов (высота × ширина × длина): 1 м × 1 м × 1 м. Тогда характерная площадь аккумуляторов, равная площади их фронтальной поверхности:

$$S_z = 1 \text{ м}^2 \quad (144)$$

Тогда элементы вектора требований:

$$\mathbf{T} = [m_2, S_2, h_0, \vartheta_0, V_0, n_{\max \text{ доп}}, W_{\max}, h_{np}, V_{np \max}] \quad (145)$$

$m_2 = 1000$ кг – масса десантируемого блока аккумуляторов;

$S_2 = 1$ м² – характерная площадь аккумуляторов;

$h_0 = 7620$ м – максимальная высота десантирования аккумуляторов;

$\vartheta_0 = 0^\circ$ – угол наклона траектории при вводе парашютной системы в действие;

$V_0 = 510$ км/ч = 141.667 м/с – максимальная скорость десантирования (скорость самолёта при сбросе аккумуляторов);

$W_{\max} = 12$ м/с – максимальная скорость ветра (сильный ветер, классифицированный по шкале Бофорта);

$h_{np} = 0$ м – высота площадки приземления (относительно среднего уровня моря);

$V_{np \max}$ – максимально допустимая скорость приземления аккумуляторов не ограничивалась (задана целевой функцией).

Элементы вектора ограничений:

$k_m = 0.05$ – коэффициент относительной массы парашютной системы;

$\sigma_{\min} = -0.15$ – минимальный запас продольной статической устойчивости;

$\alpha_{\max} = 10^\circ$ – максимально допустимый угол атаки;

$\alpha_{\min} = 1^\circ$ – минимально допустимый угол атаки.

Остальные значения элементов вектора ограничений были приведены ранее.

Вероятность безотказной работы задана равной 0.95.

Пространство поиска решений ограничивалось следующими значениями параметров:

размах крыла: $2 \leq L \leq 14$, [м]

средняя хорда крыла: $1 \leq b \leq 7$, [м]

максимальная толщина профиля крыла: $c_{\max} = 0.18b$, [м]

длина строп: $1 \leq l_0 \leq 20$, [м]

диаметр строп: $1 \leq d \leq 3$, [поз. в пер. материалов]

количество строп: $n = 8 + 16\lambda$, [шт.]

угол установки крыла: $-15 \leq \vartheta_o \leq -3$, [град]

удлинение крыла: $2 \leq \lambda \leq 4$, [-]

В качестве критериев оптимальности для задачи определения оптимального предварительного облика УППГС для десантирования аккумуляторов электрического самолёта были заданы максимальная возможная дальность планирования ПС с аккумуляторами L и вертикальная скорость приземления V_{np} :

$$f = [-L, V_{np}] \quad (146)$$

где $L = K(h_0 - h_n)$ – максимальная возможная дальность планирования системы груз-парашют при отсутствии ветра, м;

h_n – потеря высоты на вытягивание, раскрытие и наполнение крыла парашюта (рассчитывается по методике, описанной в [34, с. 145]), м.

Дальность в качестве критерия оптимальности задаётся с обратным знаком в связи с особенностью оптимизационного алгоритма – оптимизатор минимизирует заданные целевые функции.

Максимизация критерия дальности позволяет минимизировать изменение траектории полёта самолёта для обеспечения сброса аккумуляторов в заданные точки. Минимизация вертикальной составляющей скорости приземления при манёвре динамического торможения отражает возможность системы по сохранению полезной нагрузки.

4.2. Результаты расчета

Поставленные задачи решались на базе компьютера со следующими характеристиками:

- CPU: Intel Core i7-4770K, 3900 MHz;
- RAM: 8 Gb;
- Операционная система: Microsoft Windows 8.1.

Так как выбранный алгоритм оптимизации является эвристическим, каждая задача оптимизации вычислялась несколько раз. В результатах приведены наиболее репрезентативные выборки решений по пяти расчётам.

Алгоритму потребовалось 735 с для нахождения оптимального облика УППГС для точной доставки грузов в труднодоступные районы, 715 с для определения оптимального облика системы для беспосадочной доставки грузов на участке «последней мили» и 1416 с для нахождения оптимального облика системы десантирования аккумуляторов электрического самолёта. Среднее время расчёта одной оптимизационной задачи составило 955 с.

Скорость вычисления расчётов с помощью разработанной методики может быть существенно увеличена за счёт дополнительной оптимизации программного кода и использования кластеров или суперкомпьютеров.

На рисунках 50-51 приведены полученные множества решений задачи определения оптимального облика УППГС для точной доставки грузов в труднодоступные районы. Процесс оптимизации завершился после вычисления 107 популяций по критерию минимального разброса Парето оптимальных решений. На рисунках 52-53 приведены графики сходимости решения по каждой из целевых функций. Конструктивные параметры и характеристики двух характерных вариантов из полученных конструкций приведены в таблице 11. На рисунках 54-55 изображено распределение параметров полученных конструкций парашютной системы в зависимости от значений целевой функции (аэродинамического качества K).

Таблица 11 – Параметры полученных оптимальных конструкций УППГС для доставки грузов в труднодоступные районы

Параметр	Конструкция x_1^*	Конструкция x_2^*
Размах крыла L , м	13.471	5.944
Хорда крыла b , м	3.727	1.612
Максимальная толщина профиля крыла c_{\max} , м	0.671	0.29
Длина строп l_0 , м	10.289	3.396
Диаметр строп d , мм	3.175	3.175
Кол-во строп n , шт.	66	66
Угол установки ϑ_0 , °	-3.12	-11.6
Удлинение крыла λ	3.61	3.69
Площадь крыла S , м ²	50.21	9.58
Угол поперечного V крыла ψ , °	18.75	25.07
Аэродинамическое качество K	3.53	1.69
Горизонтальная скорость $V_{гор}$, м/с	8.42	20.7
Вертикальная скорость $V_{вер}$, м/с	2.39	12.24
Вертикальная скорость приземления V_{np} , м/с	1.4	5.99
Запас продольной статической устойчивости σ	-2.77	-2.14
Масса парашютной системы $m_{ПС}$, кг	11.46	4.71
Максимальная перегрузка n_{\max}	9.4	7.5
Балансировочный угол атаки α_0 , °	10.04	3.9
Материал крыла	Техническая ткань капроновая арт. 56002 (ГОСТ 16428-89)	Техническая ткань капроновая арт. 56023 (ГОСТ 16428-89)
Материал строп	Nylon Cord MIL-C-5040 Type 2	Nylon Cord MIL-C-5040 Type 2
Масса груза m_2 , кг	250	250
Площадь миделевого сечения груза S_2 , м ²	1.49	1.49
Коэффициент лобового сопротивления груза $c_{ха}^2$	1.05	1.05

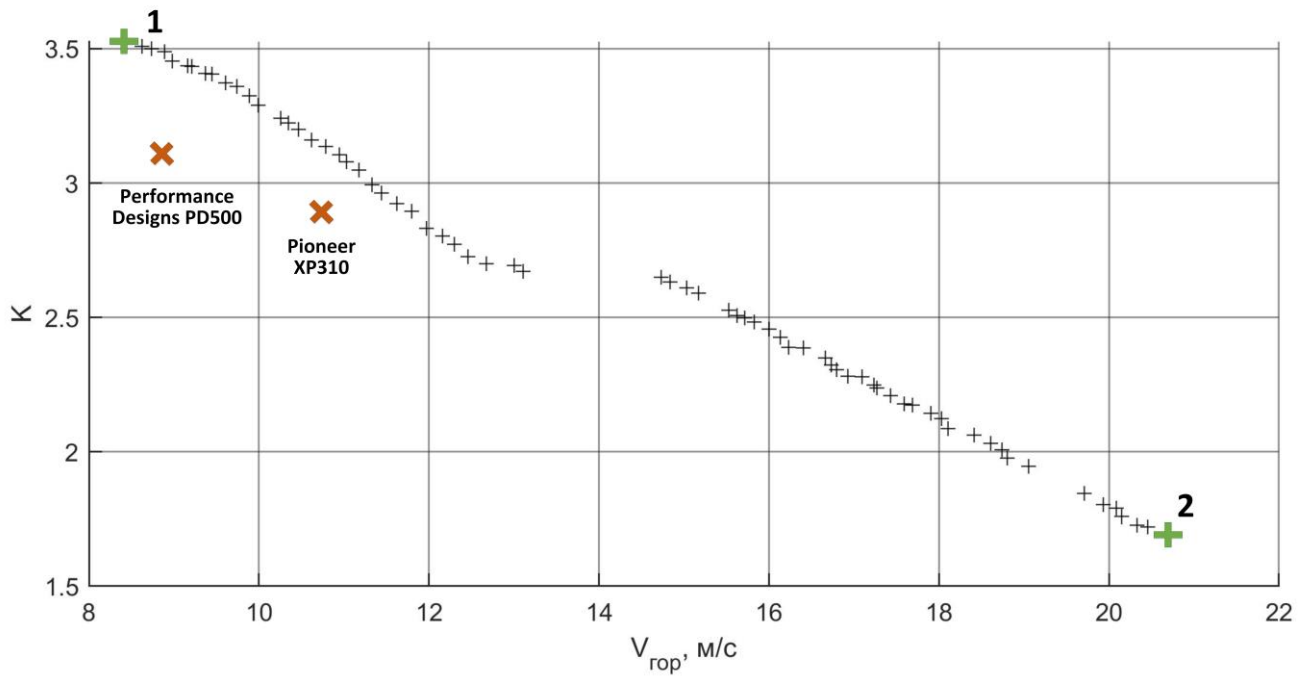


Рисунок 50 – Множество оптимальных по Парето решений задачи определения оптимального облика УППГС для точной доставки грузов в труднодоступные районы

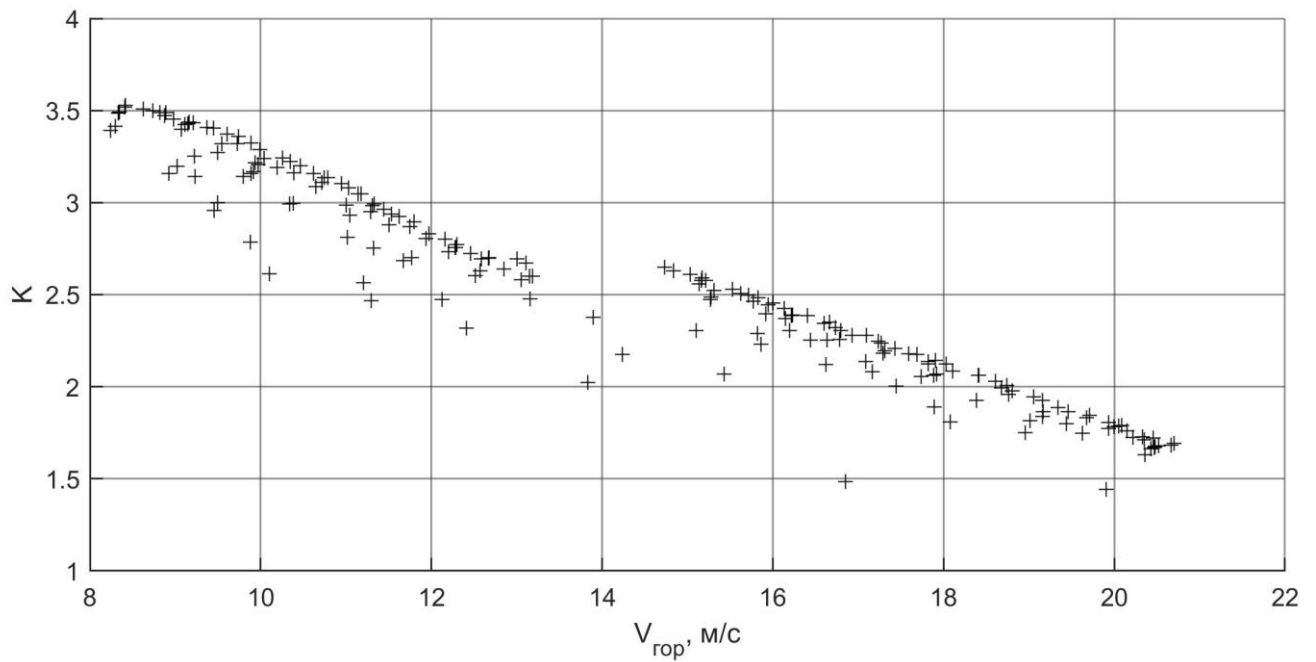


Рисунок 51 – Множество решений задачи определения оптимального облика УППГС для точной доставки грузов в труднодоступные районы

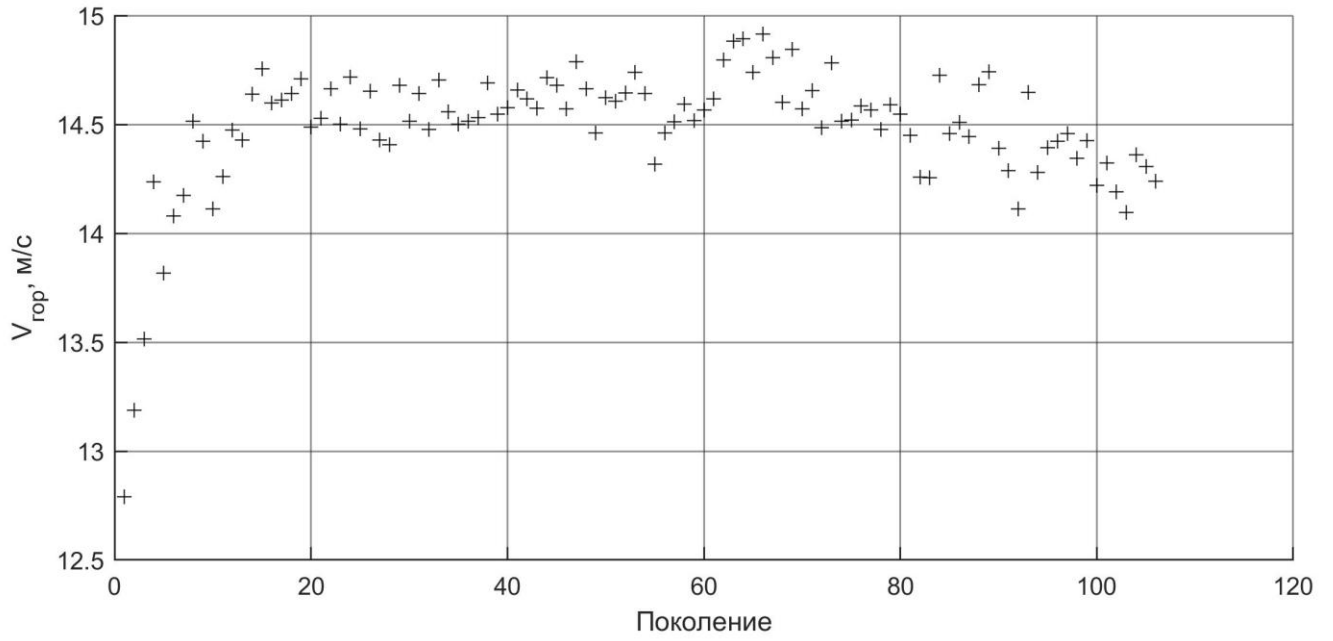


Рисунок 52 – График сходимости решения по целевой функции $V_{гор}$

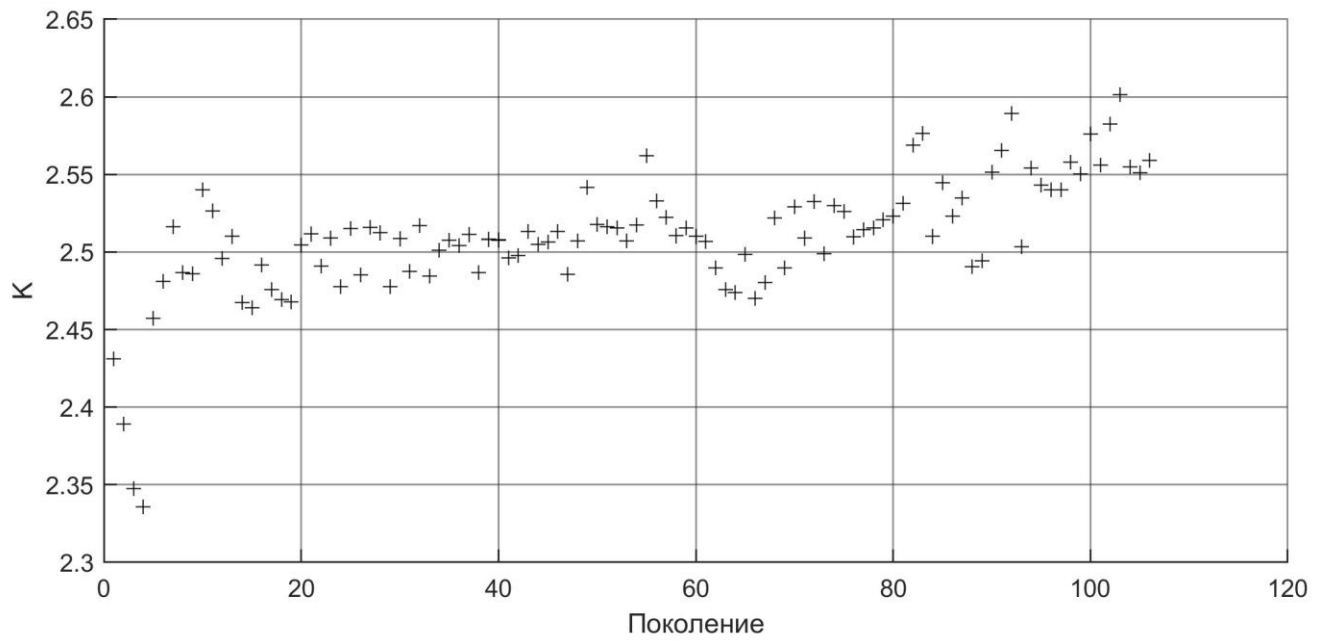


Рисунок 53 – График сходимости решения по целевой функции K

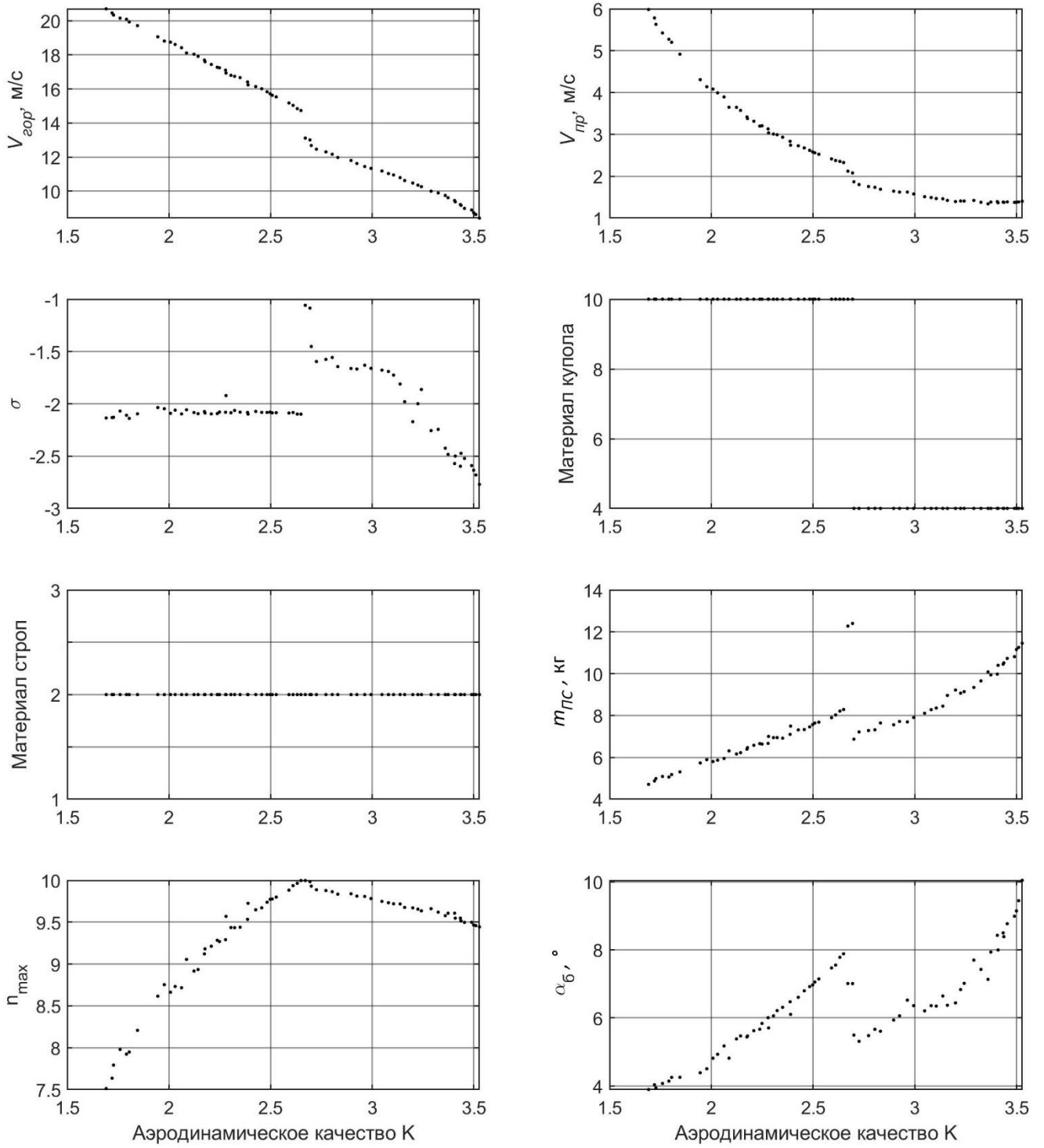


Рисунок 54 – Зависимости параметров УППГС от аэродинамического качества и конфигурации облика

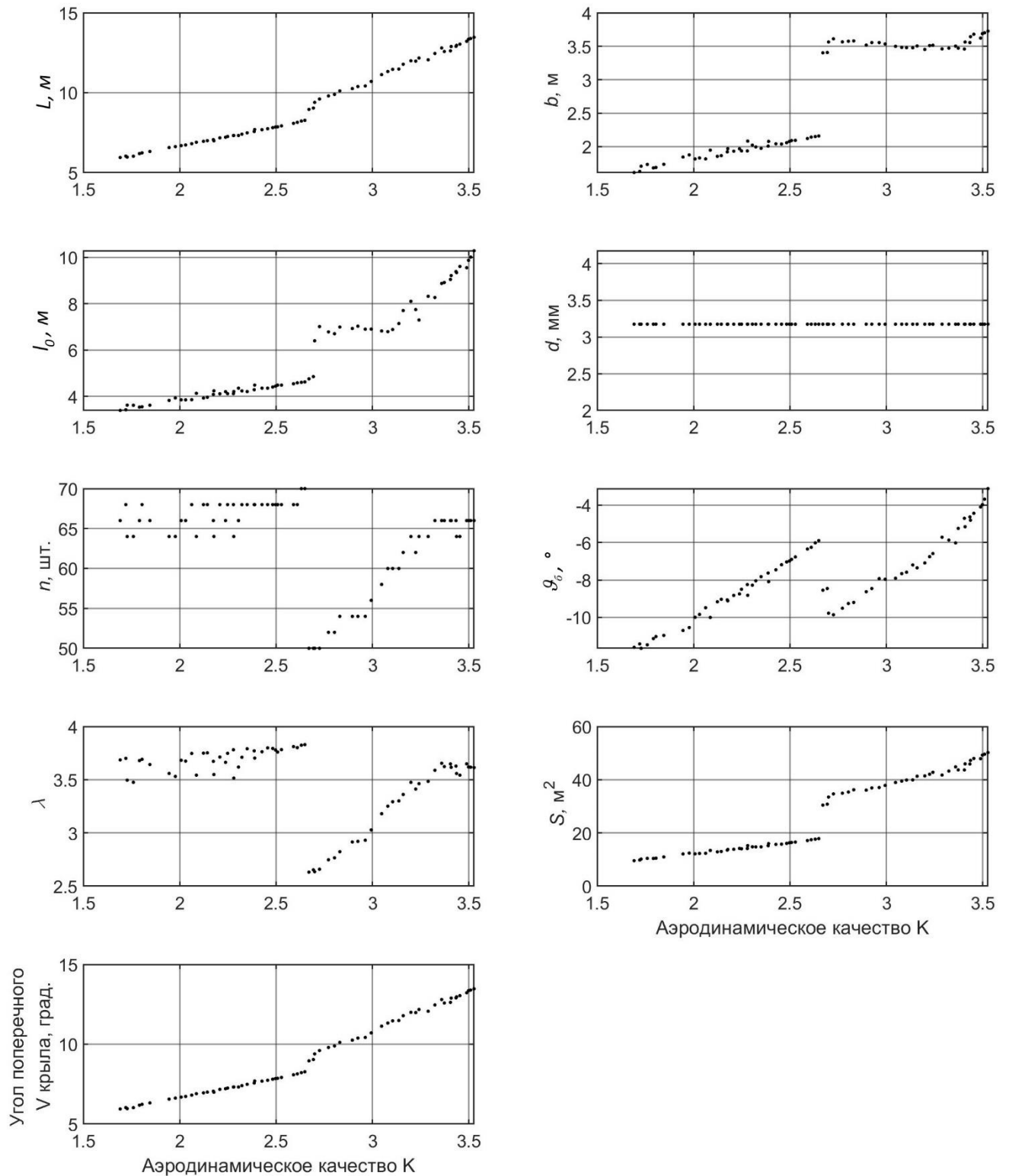


Рисунок 55 – Зависимости конструктивных параметров УППГС от аэродинамического качества и конфигурации облика

Для случая определения облика УППГС для беспосадочной доставки грузов на участке «последней мили» приведены аналогичные графики на рисунках 56-61.

Параметры двух характерных конструкций парашютной системы приведены в таблице 12.

Получаемый в результате решений задачи определения оптимального облика системы Парето-фронт облегчает разработчикам задачу принятия решений и нахождения компромиссов между заданными критериями оптимальности УППГС для требуемых тактико-технических характеристик и ограничений, накладываемых при её эксплуатации.

Соотношение критериев оптимальности образует область существования УППГС, которая помогает облегчить принятие решений на основе требований эксплуатации.

Таблица 12 – Параметры полученных оптимальных конструкций УППГС для беспосадочной доставки грузов на участке «последней мили»

Параметр	x_1^*	x_2^*
Размах крыла L , м	5.597	15.318
Хорда крыла b , м	1.938	5.705
Максимальная толщина профиля крыла c_{max} , м	0.349	1.027
Длина строп l_0 , м	3.2	12.059
Диаметр строп d , мм	4.763	3.175
Кол-во строп n , шт.	54	50
Угол установки ϑ_0 , °	-6.8	-7.5
Удлинение крыла λ	2.89	2.69
Площадь крыла S , м ²	10.85	87.4
Угол поперечного V крыла ψ , °	25.05	18.2
Аэродинамическое качество K	1.96	3.38
Дальность L , м	14725	25460
Горизонтальная скорость $V_{гор}$, м/с	25.35	10.7
Вертикальная скорость $V_{вер}$, м/с	12.96	3.16
Вертикальная скорость приземления $V_{пр}$, м/с	6.99	1.55
Запас продольной статической устойчивости σ	-1.52	-1.7
Масса парашютной системы $m_{ПС}$, кг	5.04	15.72
Максимальная перегрузка n_{max}	4.8	7.76
Балансировочный угол атаки α_0 , °	9.39	6.87
Материал крыла	Техническая ткань капроновая арт. 56023 (ГОСТ 16428-89)	Техническая ткань капроновая арт. 56002 (ГОСТ 16428-89)

Параметр	x_1^*	x_2^*
Материал строп	Nylon Cord MIL-C-5040 Type 3	Spectra Microline (Spectra 1000)
Стоимость материалов C , USD	150.34	1195.6
Масса груза m_z , кг	500	500
Площадь миделевого сечения груза S_z , м ²	1.49	1.49
Коэффициент лобового сопротивления груза c_{xa}^z	1.05	1.05

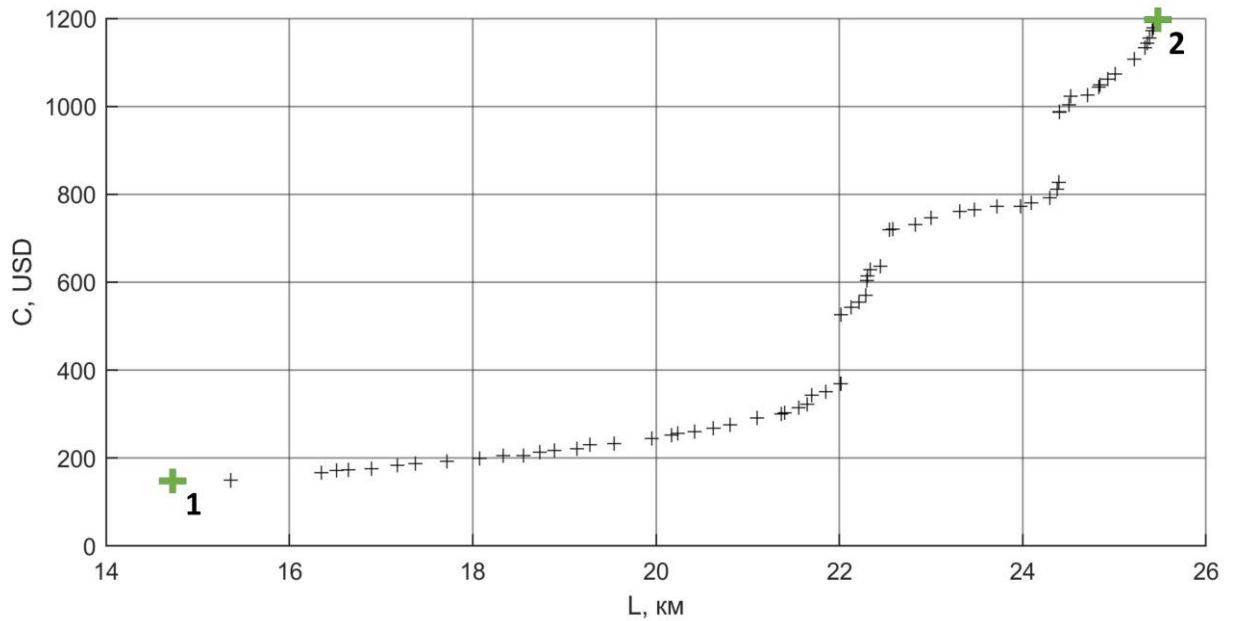


Рисунок 56 – Множество оптимальных по Парето решений задачи определения оптимального облика УППГС для беспосадочной доставки грузов

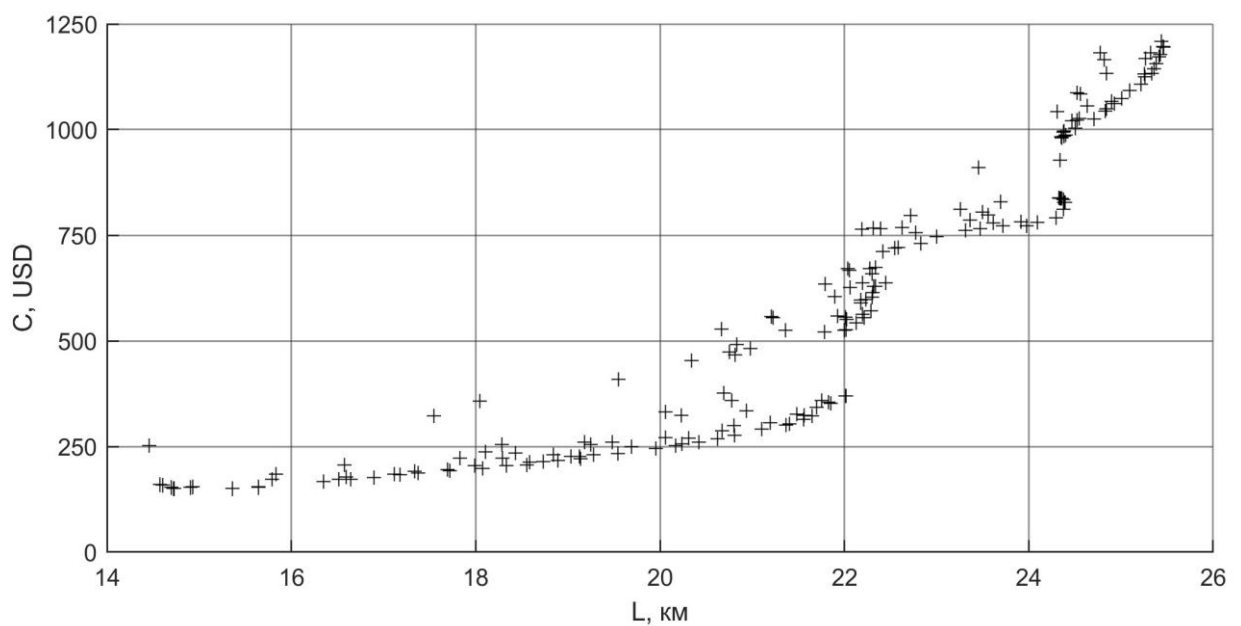


Рисунок 57 – Множество решений задачи определения оптимального облика УППГС для беспосадочной доставки грузов

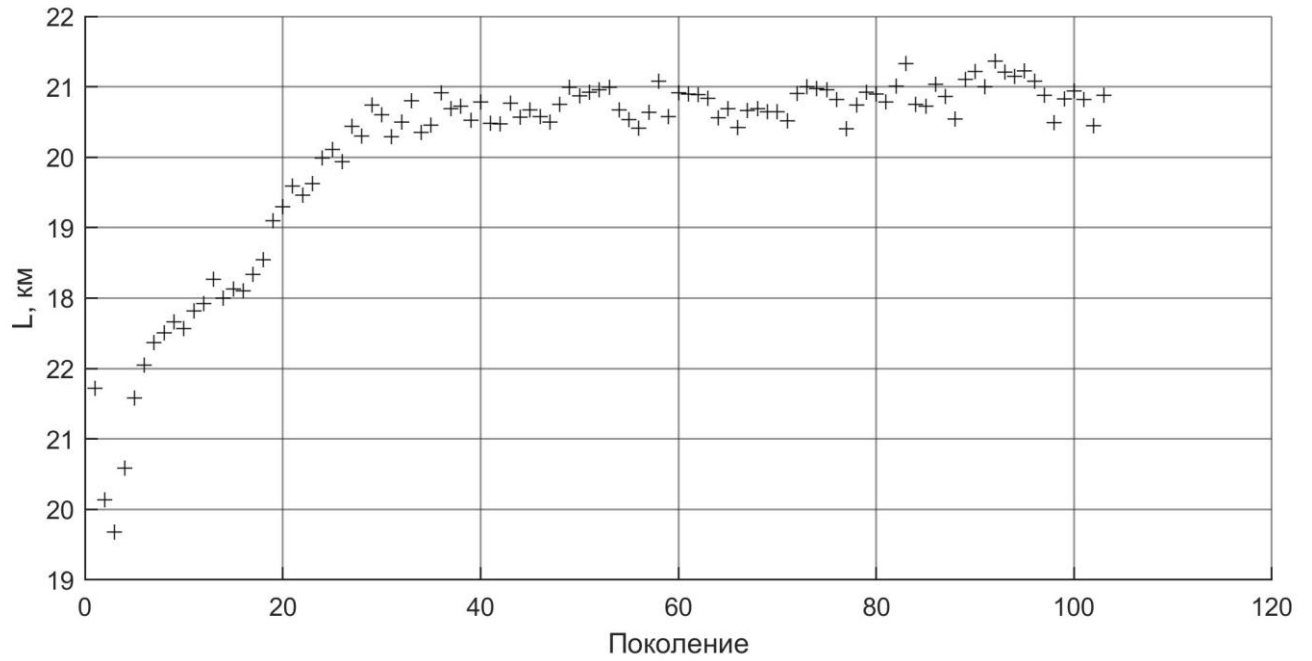


Рисунок 58 – График сходимости решения по целевой функции L

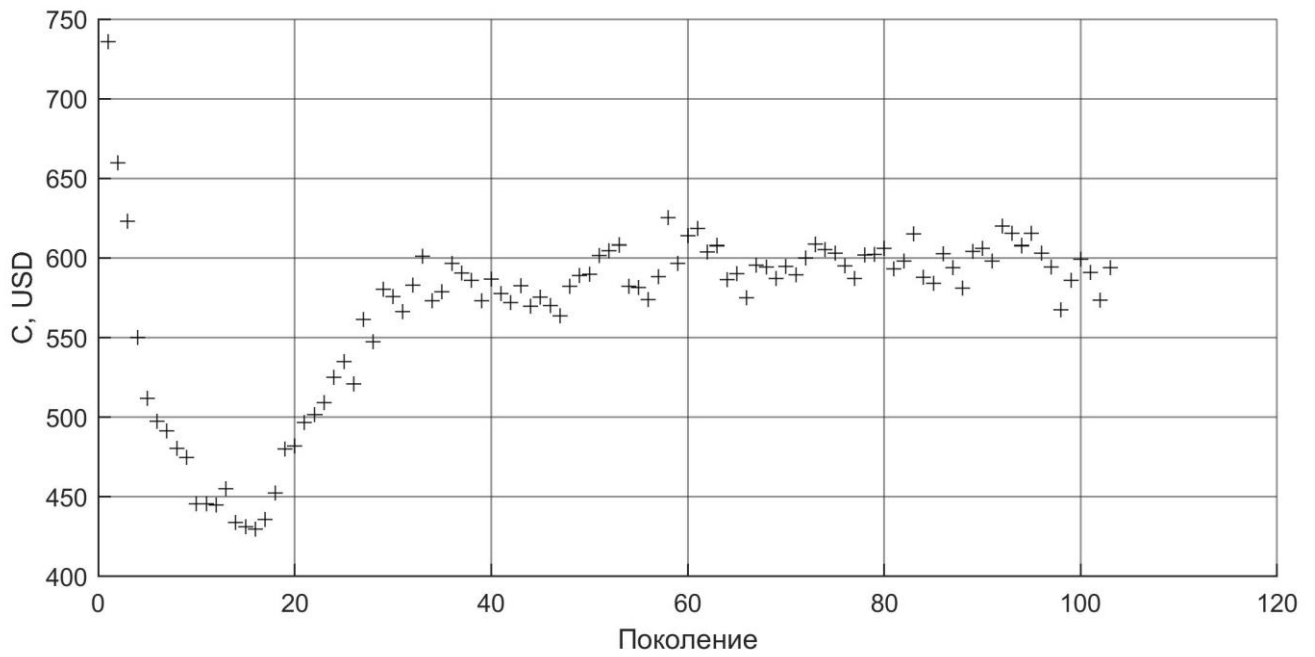


Рисунок 59 – График сходимости решения по целевой функции C

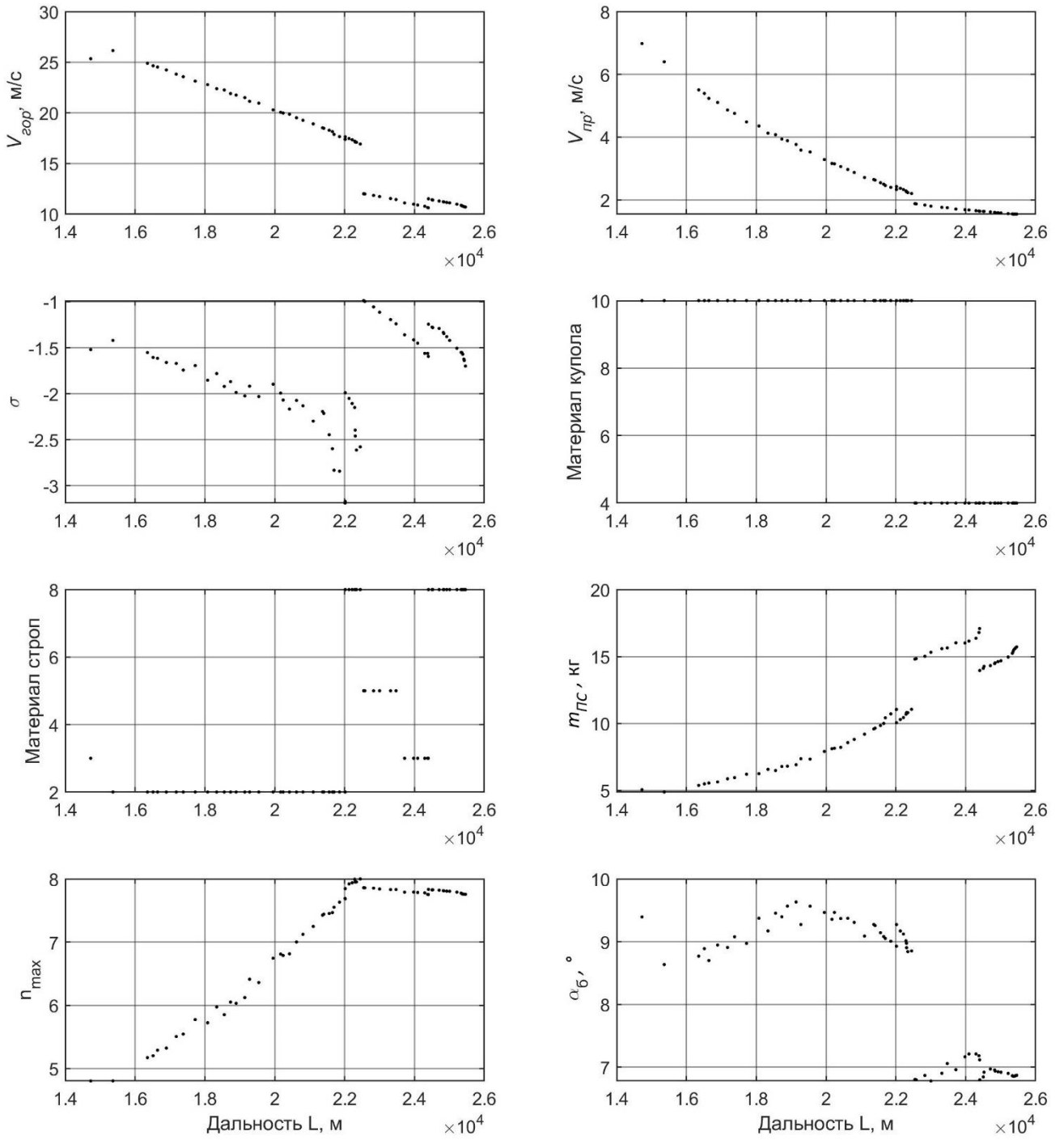


Рисунок 60 – Зависимости параметров УППС от дальности и конфигурации облика

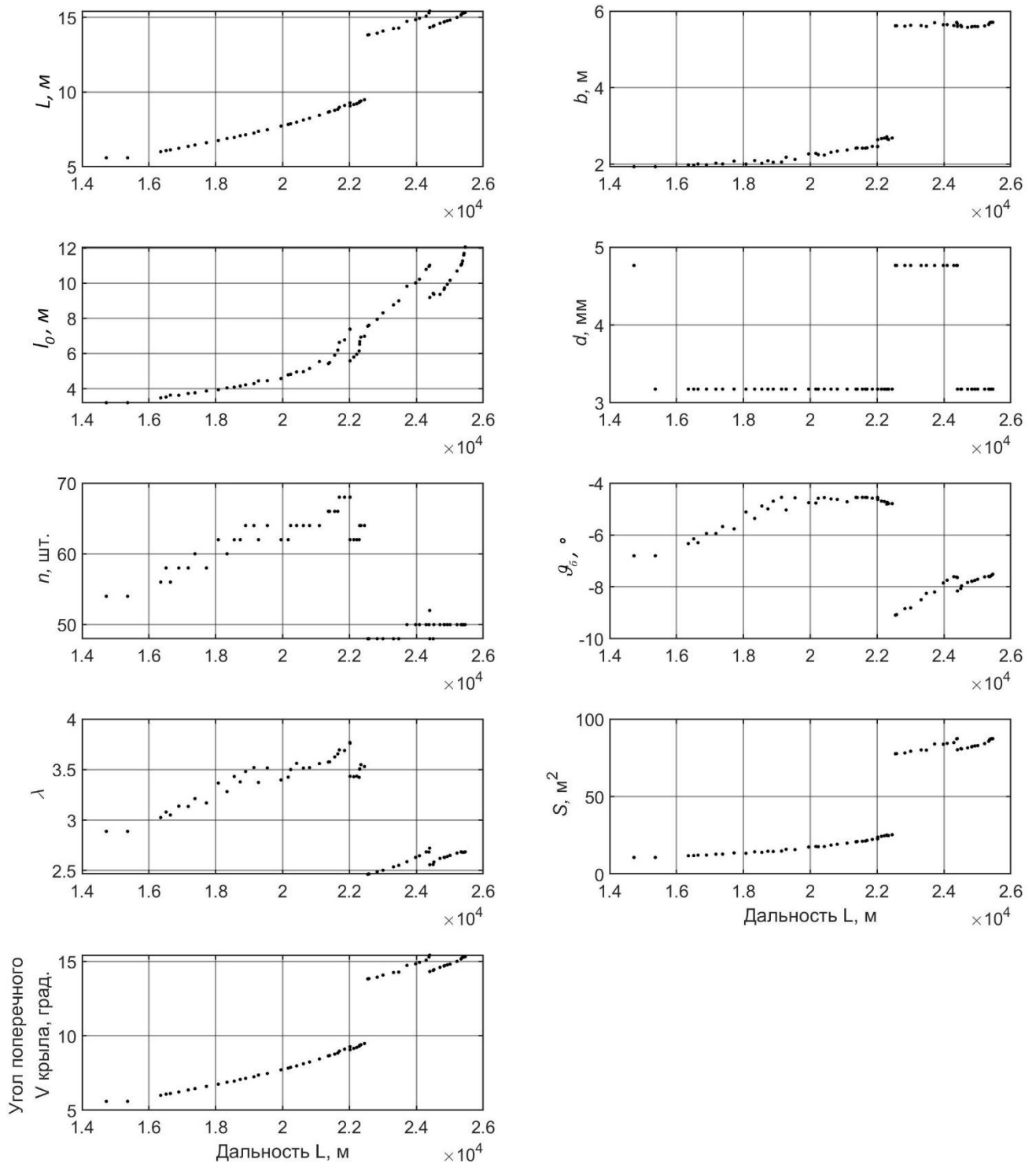


Рисунок 61 – Зависимости конструктивных параметров УППГС от дальности и конфигурации облика

На рисунках 62-63 приведены результаты решения задачи определения оптимального облика УППГС для десантирования аккумуляторов электрического самолёта на базе АTR 72-600. Параметры полученного оптимального облика

УППГС для десантирования аккумуляторов электрического самолёта приведены в таблице Таблица 13.

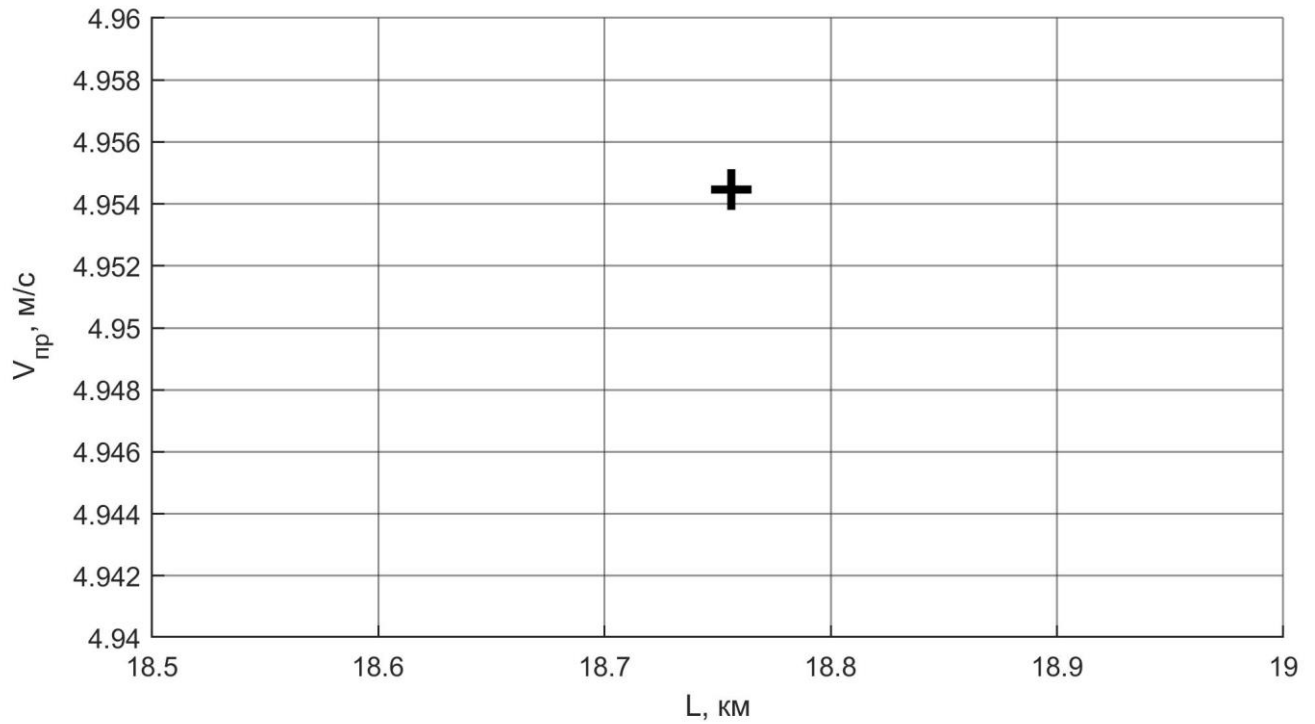


Рисунок 62 – Множество оптимальных по Парето решений задачи определения оптимального облика УППГС для десантирования аккумуляторов электрического самолёта

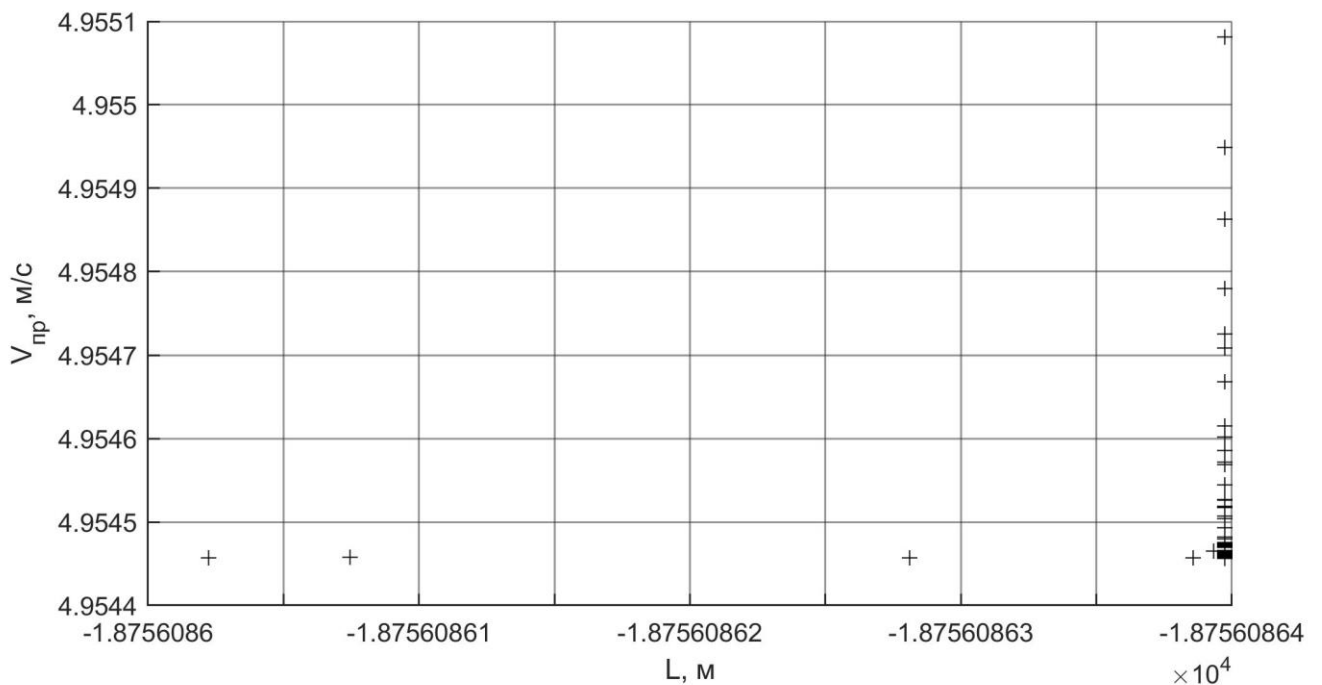


Рисунок 63 – Множество решений задачи определения оптимального облика УППГС для десантирования аккумуляторов электрического самолёта

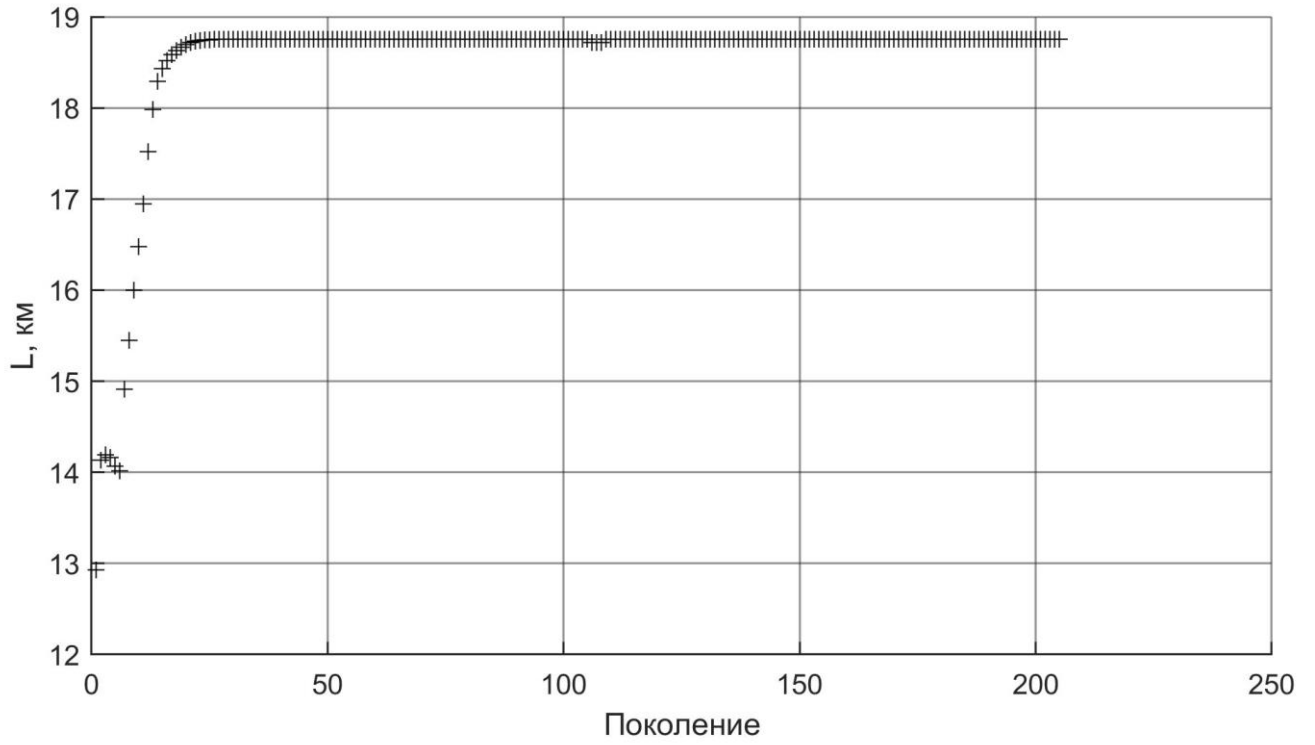
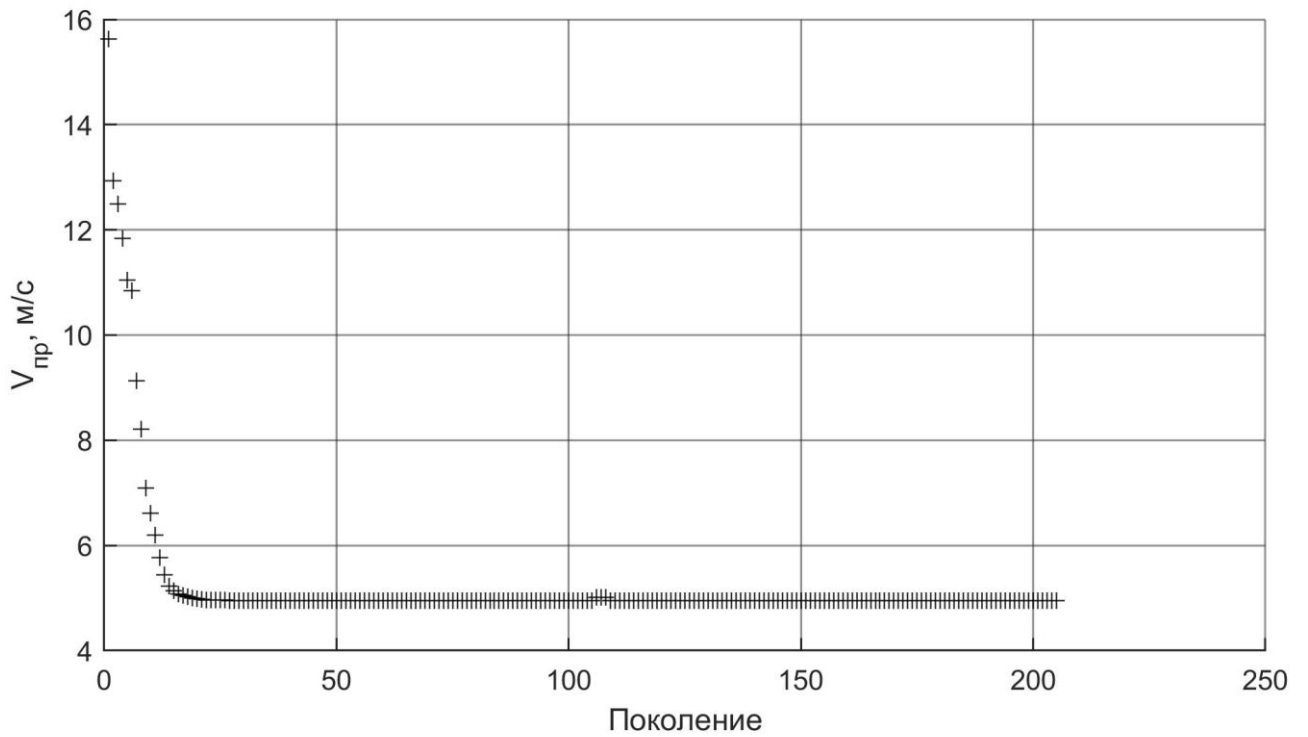
Рисунок 64 – График сходимости решения по целевой функции L Рисунок 65 – График сходимости решения по целевой функции $V_{пр}$

Таблица 13 – Параметры полученного оптимального облика УППГС для десантирования аккумуляторов электрического самолёта

Параметр	x^*
Размах крыла L , м	7.634
Хорда крыла b , м	1.9395
Максимальная толщина профиля крыла c_{\max} , м	0.340
Длина строп l_0 , м	4.933
Диаметр строп d , мм	4.763
Кол-во строп n , шт.	70
Угол установки ϑ_0 , °	-4.71
Удлинение крыла λ	3.94
Площадь крыла S , м ²	14.8
Угол поперечного V крыла ψ , °	22.17
Аэродинамическое качество K	2.63
Горизонтальная скорость $V_{гор}$, м/с	29.49
Вертикальная скорость $V_{вер}$, м/с	11.23
Вертикальная скорость приземления $V_{пр}$, м/с	4.95
Запас продольной статической устойчивости σ	-2.9
Масса парашютной системы $m_{ПС}$, кг	13.45
Максимальная перегрузка n_{\max}	9.4
Балансировочный угол атаки α_0 , °	9.85
Материал крыла	Ткань из нитей СВМ арт. 56380 (ТУ 17 РСФСР 62-10816-84)
Материал строп	Braided Dacron Line MIL-T-C-2754 Type 2
Масса груза m_2 , кг	1000
Площадь миделевого сечения груза S_2 , м ²	1
Коэффициент лобового сопротивления груза $c_{ха}^2$	1.05

4.3. Анализ полученных результатов расчета

На графиках сходимости решения задач (рисунки 52-53, 58-59, 64-65) отражено, что на первых итерациях алгоритма получаемые решения имеют большой разброс в средних значениях целевых функций, который затем постепенно уменьшается до минимального значения, заданного в настройках алгоритма оптимизации равным $1 \cdot 10^{-4}$.

При определении облика УППГС с помощью представленной методики разработчик делает выбор среди полученных альтернатив, принимая

компромиссное решение по нескольким критериям оптимальности и определяя лучшее конструктивное решение для заданной транспортной операции. Изображённые на Парето-фронте оптимальные конструкции систем дают понимание эволюции конфигураций и связанные с этим затраты и компромиссы. Разработчик может сделать целенаправленный выбор из оптимального множества решений в рамках ограниченного множества заданных параметров (целевых функций), не рассматривая все возможные варианты решений. При этом облик системы определяется для фиксированной массы полезной нагрузки, заданной требованиями ТЗ. Сформулированная постановка многокритериальной задачи определения облика системы позволяет установить пространство принятия решений на базе задаваемых целевых функций, а также облегчает процесс определения облика УППГС на ранних этапах проектирования.

Полученное множество оптимальных по Парето решений задачи доставки грузов в труднодоступные районы, приведённое на рисунках 50-51, позволяет принять компромиссное решение между двумя целевыми функциями: горизонтальной скоростью $V_{гор}$ и аэродинамическим качеством системы K . Чем бóльшим аэродинамическим качеством обладает выбранная конструкция парашютной системы, тем меньше горизонтальная скорость в установившемся режиме полёта, и наоборот.

Все полученные оптимальные решения удовлетворяют поставленным ограничениям. В таблице 14 приведены параметры двух полученных вариантов оптимального облика УППГС для доставки грузов массой 250 кг в труднодоступные районы. В таблице для сравнения приведены параметры существующих планирующих ПС общего назначения. В результате решения задачи определения облика системы достигнуто увеличение горизонтальной скорости полёта (конструкция \mathbf{x}_1^*) при сохранении аэродинамического качества по сравнению с системой Pioneer XP310 на 1.1 м/с (3.96 км/ч или 10.3%). Конструкция \mathbf{x}_2^* по сравнению с системой Performance Designs PD500 обеспечивает увеличение горизонтальной скорости на 2.15 м/с (7.74 км/ч или 24.4%). Увеличение

горизонтальной скорости в крейсерском режиме полёта обеспечивает повышение точности доставки груза и вероятности успешного выполнения задания за счёт устойчивости к воздействию ветровой обстановки.

Улучшение характеристик пробивания ветра по сравнению с существующими УППГС общего назначения изображено на гистограмме (рисунок 66).

Таблица 14 – Сравнение параметров полученных с помощью методики конструкций и существующих УППГС

	x_1^*	Pioneer XP310	x_2^*	Performance Designs PD500
Размах крыла L , м	10.26	8.8	11.46	11.2
Хорда крыла b , м	3.52	3.3	3.48	4.1
Максимальная толщина профиля крыла c_{max} , м	0.63	0.528	0.63	0.615
Длина строп l_0 , м	6.93	6.6	6.89	7.168
Диаметр строп d , мм	3.175	-	3.175	-
Кол-во строп n	54	-	60	-
Угол установки ϑ_0 , °	-8.6	-4	-7.6	-4
Горизонтальная скорость $V_{гор}$, м/с	11.8	10.7	10.95	8.8
Площадь крыла S , м ²	36.1	29.04	39,88	45.92
Удлинение крыла, λ	2.92	2.67	3.29	2.73
Удельная нагрузка на крыло, кг/м ²	6.93	7.82	6.27	4.94
Аэродинамическое качество K	2.896	2.88	3.105	3.11
Масса полезной нагрузки m_2 , кг	250	227	250	227

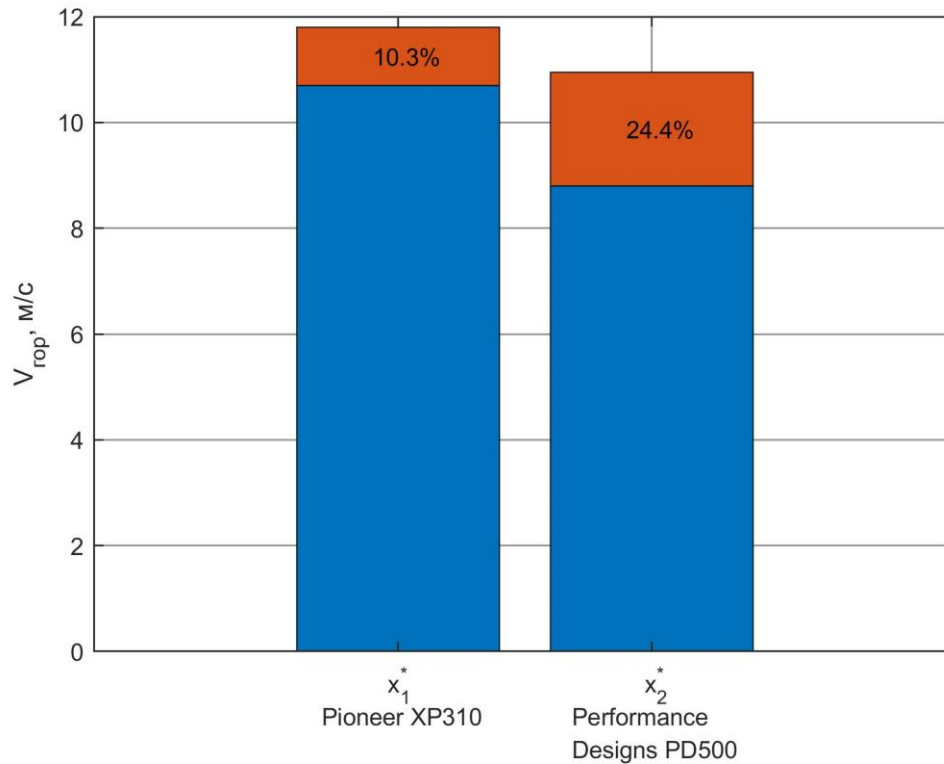


Рисунок 66 – Результаты сравнительного анализа полученных с помощью методики конструкций и существующих УППГС

Увеличение горизонтальной скорости в установившемся режиме полёта системы с конструкцией x_1^* по сравнению с Pioneer XP310 достигается увеличением угла установки крыла с 4° до 8.6° и уменьшением лобового сопротивления за счёт меньшего балансирующего угла атаки и за счёт самой конфигурации системы. В конструкции x_2^* прирост горизонтальной скорости достигается увеличением удельной нагрузки на крыло с 4.94 до 6.27 кг/м² и увеличением угла установки крыла с 4° до 7.6° . Стоит учитывать, что парашютные системы Pioneer XP310 и Performance Designs PD500 спроектированы под полезную нагрузку массой 227 кг (на 9.2% меньше заданной в условиях задачи).

Для задачи беспосадочной доставки грузов на участке «последней мили» получен ряд оптимальных решений по двум целевым функциям – дальности планирования системы груз-парашют L и стоимости материалов для изготовления парашютной системы C . Полученное множество оптимальных решений можно описать следующей зависимостью – с увеличением дальности полёта системы возрастает стоимость материалов, и наоборот. Полученный Парето-фронт

(рисунок 56) имеет разрывы в нескольких точках, что обусловлено выбором различных материалов строп и крыла парашюта. Для конструкций с дальностью от 14 до 22 км (рисунки 60-61) увеличение дальности обусловлено увеличением удлинения крыла. Конструкции с дальностью от 22 до 26 км имеют существенно бóльшую площадь крыла в плане. Увеличение дальности обусловлено за счёт значительного увеличения угла установки крыла и выбора более прочных материалов строп, что ведёт к значительному уменьшению их количества и, следовательно, к снижению лобового сопротивления стропной системы и увеличению аэродинамического качества системы груз-парашют.

На рисунке 56 отмечены две характерные конструкции планирующей ПС: 1 – конструкция с минимальной стоимостью из всего множества оптимальных решений, но при этом с максимально возможной дальностью, 2 – конструкция с максимальной возможной дальностью полёта из всех оптимальных решений. Конструкция 1 обеспечивает дальность в 14.7 км и характеризуется стоимостью материалов в 150.34 долларов США. Конструкция 2 обеспечивает дальность в 25.5 км со стоимостью материалов в 1195.6 долларов. Таким образом, разработчик может выбрать оптимальную конструкцию ПС в зависимости от того, какой из двух критериев приоритетнее для конкретной транспортной операции.

Для задачи определения облика УППГС для десантирования аккумуляторов электрического самолёта было найдено единственное решение, удовлетворяющее поставленным ограничениям и требованиям транспортной операции. Полученный облик характеризуется высокой удельной нагрузкой на крыло 67 кг/м^2 и горизонтальной скоростью в установившемся режиме полёта 29.5 м/с , позволяющим быстро преодолевать требуемое расстояние и обеспечивать устойчивость к ветровой обстановке, низкая вертикальная скорость приземления 4.95 м/с обеспечивается динамическим посадочным манёвром.

Для обеспечения минимальной скорости приземления аккумуляторов требуется применение точных алгоритмов посадочного манёвра в бортовом блоке управления и амортизационных устройств.

На основе полученных данных можно сделать следующие практические рекомендации:

- использование (выбор) более технологичного материала строп ведёт к уменьшению их диаметра и, следовательно, к уменьшению их лобового сопротивления, увеличению аэродинамического качества системы груз-парашют;
- увеличение удлинения крыла ведёт к уменьшению индуктивного сопротивления, увеличению аэродинамического качества и уменьшению скорости приземления;
- назначение меньших запасов прочности и надёжности системы по сравнению с людскими парашютными системами ведёт к снижению избыточной эксплуатационной надёжности и прочности;
- увеличение скорости приземления системы и применение, при необходимости, амортизационных устройств для груза позволяет увеличить горизонтальную скорость в установившемся режиме полёта и тем самым улучшить устойчивость системы к погодным условиям;
- уменьшение хорды крыла и угла поперечного V крыла ведёт к уменьшению стоимости материалов для изготовления парашютной системы и увеличению подъёмной силы крыла, соответственно.

Решение типовых задач определения облика УППГС с помощью разработанной методики даёт результат, близкий к заявленным производителями характеристикам существующих планирующих ПС. Однако решение перечисленной в главах 1 и 4 номенклатуры прикладных задач с помощью традиционных типовых подходов не эффективно. Разработанная методика позволяет получить оптимизированный облик УППГС под заданные параметры транспортной операции.

Полученные результаты решения трёх задач определения облика УППГС (доставка грузов в труднодоступные районы, увеличение дальности доставки на «последней миле», десантирование аккумуляторов электрического самолёта) по характеристикам попадают в область существующих решений. Однако решения

полученные с помощью разработанной универсальной методики оптимизированы под конкретную транспортную операцию, что ведёт к улучшению требуемых целевых характеристик системы. Методика позволяет под каждый конкретный тип транспортной операции определить оптимальный облик системы, что позволяет достичь выигрыша по требуемым характеристикам и времени решения задачи по сравнению с традиционными типовыми методиками.

Каждый полученный облик не является универсальным, так как оптимизирован под заданную транспортную операцию. Облик УППГС для доставки грузов в труднодоступные районы не является оптимальным для десантирования аккумуляторов электрического самолёта, так как для каждой транспортной операции критичны различные целевые функции и ограничения. Различия в требованиях к ПС в зависимости от типа транспортной операции ведут к различиям в задаваемых целевых функциях и ограничениям. Разработанная методика позволяет учесть указанную специфику для получения оптимального облика УППГС.

В связи с тем, что существует целый спектр задач, решаемых УППГС и являющихся противоречивыми, а стоимость разработки УППГС с небольшой площадью крыла существенно ниже разработки такой авиационной техники, как самолёты, есть возможность оптимизации облика системы по каждому типу решаемой задачи. Т.е. стоимость ПС позволяет с малыми затратами времени провести её оптимизацию по необходимым критериям. Стоимость разработки узкоспециализированной УППГС с использованием разработанной методики невысока и позволяет достичь улучшения характеристик до 10% по сравнению с эксплуатируемыми системами, что является приемлемым.

4.4. Заключение

На примере решения прикладных задач продемонстрирована работа методики определения облика УППГС. Предложенная методика позволила определить оптимальные конструктивные параметры УППГС под различные транспортные операции по критериям горизонтальной скорости крейсерского полёта, аэродинамического качества (дальности полёта), стоимости материалов ПС и вертикальной скорости приземления при динамическом торможении.

Полученный в результате расчета облик УППГС для доставки грузов массой 250 кг в труднодоступные районы позволяет увеличить крейсерскую горизонтальную скорость полёта при сохранении аэродинамического качества по сравнению с существующими системами на 2.15 м/с (7.74 км/ч), что расширяет диапазон погодных условий для применения УППГС и увеличивает устойчивость системы к турбулентностям и изменениям ветра во время полёта.

На базе полученных решений сформулированы практические рекомендации.

Отмечено преимущество разработанной методики перед традиционными методами определения облика УППГС общего назначения, заключающееся в получении оптимизированных под заданные параметры транспортной операции конструкций УППГС и в меньших временных затратах.

При применении разработанной методики на этапе разработки технического предложения можно сократить время этапа и соответствующие трудозатраты на создание предварительного варианта облика УППГС.

Заключение

В результате исследования разработана универсальная формально-эвристическая методика определения облика УППГС с варьируемым количеством критериев оптимальности под параметры и ограничения транспортной операции, основанная на многокритериальном генетическом алгоритме и многодисциплинарной архитектуре оптимизации, которая позволяет решать широкий круг прикладных задач.

Практическая значимость подтверждается тем, что результаты работы были использованы в программе ДПО МАИ с АО «НИИ Парашютостроения» и внедрены в организациях, связанных с проблемами десантирования полезной нагрузки, ПАО «ТАНТК им. Г.М. Бериева», ПАО «Ил», «Федерация спорта сверхлегкой авиации России».

Также в ходе работы были получены следующие результаты, обладающие научной новизной и практической ценностью:

1. Предложена схема параметризации конструкции УППГС в виде вектора конструктивных параметров $\mathbf{x} = [L, b, c_{\max}, l_0, d, n, \vartheta_0]$. Формализованы требования к УППГС и ограничения, накладываемые условиями эксплуатации высокоточных авиационных систем доставки грузов, в виде вектора конструктивных требований $\mathbf{T} = [m_z, S_z, h_0, \vartheta_0, V_0, n_{\max \text{ доп}}, W_{\max}, h_{np}, V_{np \text{ max}}]$ и вектора ограничений $c(\mathbf{x})$.

2. Разработана математическая модель функционирования УППГС, позволяющая определить характеристики системы по заданным требованиям и ограничениям, особенностями которой являются адаптированность к оптимизационным расчётам, учёт междисциплинарных связей и эффекта динамического торможения при оценке скорости приземления. Достоверность проверена путём валидации используемых моделей, показавшей сходимость с данными экспериментов в пределах $\pm 6\%$.

3. Достоверность разработанной методики подтверждена расчётами конструкций существующих УППГС, показавшими относительную погрешность при определении основных характеристик в пределах $\pm 8.3\%$. Проведён полный факторный вычислительный эксперимент по определению влияния конструктивных параметров на характеристики УППГС, показавший, что характер полученных зависимостей является логичным и ожидаемым, что говорит о работоспособности и адекватности разработанной методики.

4. Показана эффективность и работоспособность разработанной методики на примере решения ряда задач по определению облика УППГС для доставки грузов в труднодоступные районы, беспосадочной доставки грузов на этапе «последней мили» и десантирования аккумуляторов электрического самолёта. Полученный оптимизированный облик УППГС для доставки грузов массой 250 кг в труднодоступные районы позволяет увеличить горизонтальную скорость крейсерского режима полёта при сохранении аэродинамического качества по сравнению с существующими системами на 2.15 м/с (7.74 км/ч), что существенно расширяет диапазон погодных условий для применения УППГС и увеличивает устойчивость к турбулентностям и изменениям ветра во время полёта.

5. Показана возможность применения эволюционных алгоритмов и методов многодисциплинарной оптимизации и их работоспособность для решения задач определения облика УППГС.

Разработанная методика определения облика УППГС позволяет повысить качество и эффективность разработки УППГС, снизить временные, финансовые и материальные затраты на ранних этапах проектирования.

Рекомендации и перспективы дальнейшей разработки темы

Для дальнейшего развития темы по созданию методов определения облика УППГС с применением эволюционных алгоритмов и многодисциплинарных архитектур оптимизации рекомендуется разработка и применение более точных параметрических математических моделей этапов функционирования системы, учёт критерия вероятности приземления груза в заданную область с применением

алгоритмов оптимального управления, проведение экспериментов и лётных испытаний конструкций, полученных на основе данных разработанной методики. Указанные направления развития открывают перспективу высокоточного проектирования УППГС с учётом всех этапов её функционирования.

Список сокращений и условных обозначений

Сокращения:

- ВБР – вероятность безотказной работы;
 МДО – многодисциплинарная оптимизация;
 ПС – парашютная система;
 УППГС – управляемая планирующая парашютная грузовая система;
 ЛТХ – лётно-технические характеристики;
 ТЗ – техническое задание.

Условные обозначения:

- где X_a – сила лобового сопротивления;
 Y_a – аэродинамическая подъёмная сила;
 Z_a – аэродинамическая боковая сила;
 M_x – аэродинамический момент крена;
 M_y – аэродинамический момент рыскания;
 M_z – аэродинамический момент тангажа;
 $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ – скоростной напор;
 $S = L \cdot b$ – характерная площадь, равная площади крыла парашюта в плане;
 L – размах крыла в плане;
 b – средняя аэродинамическая хорда крыла (хорда крыла прямоугольного в плане);
 c_{xa} – коэффициент лобового сопротивления;
 c_{ya} – коэффициент аэродинамической подъёмной силы;
 c_{za} – коэффициент аэродинамической боковой силы;
 m_x – коэффициент аэродинамического момента крена;
 m_y – коэффициент аэродинамического момента рыскания;
 m_z – коэффициент аэродинамического момента тангажа;

α – угол атаки крыла парашюта;

β – угол скольжения крыла парашюта;

V – модуль воздушной скорости планирующей ПС;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости крена, рыскания и тангажа соответственно;

δ_s – симметричное отклонение задней кромки крыла;

δ_a – асимметричное отклонение задней кромки крыла;

c_{x0} – коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъемной силе;

$c_{xi}(\alpha)$ – коэффициент индуктивного сопротивления как функция от угла атаки;

$c_{xa}^{\delta_s}$ – частная производная коэффициента лобового сопротивления по симметричному отклонению задней кромки крыла;

$c_{ya}(\alpha)$ – коэффициент аэродинамической подъемной силы в зависимости от угла атаки;

$c_{ya}^{\delta_s}$ – частная производная коэффициента аэродинамической подъемной силы по симметричному отклонению задней кромки крыла;

c_{za}^{β} – частная производная коэффициента аэродинамической боковой силы по углу скольжения;

$c_{za}^{\omega_x}$ – частная производная коэффициента аэродинамической боковой силы по скорости крена;

$c_{za}^{\omega_y}$ – частная производная коэффициента аэродинамической боковой силы по скорости рыскания;

$c_{za}^{\delta_a}$ – частная производная коэффициента аэродинамической боковой силы по асимметричному отклонению задней кромки крыла;

m_x^{β} – частная производная коэффициента аэродинамического момента крена по углу скольжения;

$m_x^{\omega_x}$ – частная производная коэффициента аэродинамического момента крена по скорости крена;

$m_x^{\omega_y}$ – частная производная коэффициента аэродинамического момента крена по скорости рыскания;

$m_x^{\delta_a}$ – частная производная коэффициента аэродинамического момента крена по асимметричному отклонению задней кромки крыла;

m_y^{β} – частная производная коэффициента аэродинамического момента рыскания по углу скольжения;

$m_y^{\omega_x}$ – частная производная коэффициента аэродинамического момента рыскания по скорости крена;

$m_y^{\omega_y}$ – частная производная коэффициента аэродинамического момента рыскания по скорости рыскания;

$m_y^{\delta_a}$ – частная производная коэффициента аэродинамического момента рыскания по асимметричному отклонению задней кромки крыла;

m_{z0} – коэффициент аэродинамического момента тангажа при нулевой подъемной силе;

m_z^{α} – частная производная коэффициента аэродинамического момента тангажа по углу атаки;

$m_z^{\omega_z}$ – частная производная коэффициента аэродинамического момента тангажа по скорости тангажа;

$m_z^{\delta_s}$ – частная производная коэффициента аэродинамического момента тангажа по симметричному отклонению задней кромки крыла.

Список литературы

1. Адлер Ю.П., Маркова Е.В., Грановский Ю.В. Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий / Адлер Ю.П., Маркова Е.В., Грановский Ю.В., 2-е изд., Москва: Наука, 1976.
2. Антоненко А.И. [и др.]. Динамика движения парашютных систем / Антоненко А.И., Рысев О.В., Фатыхов Ф.Ф., Чуркин В.М., Юрцев Ю.Н., Москва: Машиностроение, 152 с.
3. Арувелли С.В. Анализ условий эксплуатации и требований к авиационным системам доставки грузов в труднодоступные районы // 9-й Всероссийский межотраслевой молодёжный конкурс научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики». Аннотации конкурсных работ. МАИ. 2017. С. 48.
4. Арувелли С.В. Анализ ограничений при эксплуатации авиационных систем доставки грузов в труднодоступных районах // Гагаринские чтения – 2018: XLIV Международная молодёжная научная конференция: Сборник тезисов докладов: М., МАИ. 2018. С. 32–33.
5. Арувелли С.В. Математическое моделирование авиационной системы доставки грузов на основе планирующей парашютной системы // XLV Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения – 2019». Сборник тезисов докладов – М.: МАИ. 2019. С. 36.
6. Арувелли С.В. Методика определения оптимального облика планирующей парашютной грузовой системы на ранних этапах проектирования // 18-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2019». 18-22 ноября 2019 года. Москва. Тезисы. – Типография «Логотип». 2019. С. 11–12.
7. Арувелли С.В. Влияние угла установки крыла и длины строп на динамику планирующей парашютной грузовой системы // Общероссийский научно-технический журнал «ПОЛЕТ». 2020. № 2. С. 54–64.

8. Арувелли С.В. Методика определения оптимального облика планирующей парашютной грузовой системы на ранних этапах проектирования // Вестник Московского Авиационного Института. 2020. № 1 (27). С. 76–87.
9. Арувелли С.В. Определение облика планирующей парашютной системы как средства управления дальностью // XLVI Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения – 2020». Сборник тезисов докладов – М.: МАИ. 2020. С. 47–48.
10. Арувелли С.В. Методика определения облика планирующей парашютной грузовой системы с учетом параметров транспортной операции // Материалы 55-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Часть 1. Калуга: ИП Стрельцов И.А. (Изд-во «Эйдос»). 2020. С. 268–271.
11. Арувелли С.В., Долгов О.С. Требования и условия эксплуатации авиационных систем доставки грузов в труднодоступные районы // Научно-производственный и культурно-образовательный журнал «Качество и жизнь». 2017. № 3(15). С. 11–15.
12. Арувелли С.В., Долгов О.С. Анализ условий эксплуатации и требований к авиационным системам доставки грузов в труднодоступные районы // 16-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2017». 20-24 ноября 2017 года. Москва. Тезисы. Типография «Люксор». 2017. С. 13–14.
13. Арувелли С.В., Долгов О.С. Способ увеличения дальности полета электрических самолетов за счет уменьшения массы во время полета // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2020. № 3. С. 34–41.
14. Арувелли С.В., Долгов О.С., Пугачёв Ю.Н. Формирование облика авиационной системы доставки грузов в труднодоступные районы // 15-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2016». 14–18 ноября 2016 года. Москва. Тезисы. – Типография «Люксор». 2016. С. 15–16.
15. Арувелли С.В., Киселёв И.А., Непомнящий Г.К. Математическое моделирование управляемой грузовой парашютной системы типа «крыло» для доставки грузов в заданную точку // Материалы 54-х Научных чтений памяти

- К.Э. Циолковского. Часть 2. Калуга: ИП Стрельцов И.А. (Изд-во «Эйдос»). 2019. С. 94–96.
16. Брысов О.П., Езеева Е.П., Лимонад Ю.Г. Некоторые особенности аэродинамики парашюта-крыла // Ученые записки ЦАГИ. 1984. № 3 (15). С. 121–126.
 17. Гвоздев Ю.Н. [и др.]. Парашют для спасения отработанных ступеней ракет и других частей систем выведения грузов на орбиту // 2012. С. 10.
 18. Гвоздев Ю.Н. [и др.]. Способ применения парашютной системы для спасения отработанных ступеней ракет-носителей или их частей и спускаемых космических аппаратов // 2013.
 19. Гимадиев Р.Ш. Динамика мягких оболочек парашютного типа / Гимадиев Р.Ш., Казань: Казанский государственный энергетический университет, 2006. 208 с.
 20. Димова А.С. [и др.]. Управление полётом параплана в режиме преследования цели Москва:, 2019.
 21. Зайцев П.В., Формальский А.М. Параплан: математическая модель, автоматическое управление // Доклады Академии наук. 2008. № 6 (420). С. 746–749.
 22. Зайцев П.В., Формальский А.М. Автономное продольное движение параплана: математическое моделирование, синтез управления // Известия РАН. Теория и системы управления. 2008. № 5. С. 122–130.
 23. Иванов П.И. Проектирование, изготовление и испытания парапланов: методическое руководство для разработчиков парапланерных систем, конструкторов и испытателей / Иванов П.И., КП «Гранд-С», Феодосия, 2001. 256 с.
 24. Иванов П.И. Построение поляры скоростей для балансировочных положений планирующих парашютных и парапланерных систем // Динамические системы. 2004. № 18. С. 64–69.
 25. Иванов П.И. Выбор оптимальных стратегий наведения управляемой планирующей парашютной системы на цель // Авиационно-космическая техника и технология. 2004. № 2. С. 49–53.

26. Иванов П.И. Моделирование движения системы пилот-параплан по углу тангажа // Вісник Харківського національного університету імені ВН Каразіна. Серія: Математичне моделювання. Інформаційні технології. Автоматизовані системи управління. 2010. № 13. С. 100–108.
27. Иванов П.И. Крутка парапланерных арочных крыльев большого удлинения и проблемы оптимизации в компьютерном аналитическом проектировании // Авиационно-космическая техника и технология. 2011. № 5. С. 38–43.
28. Иванов П.И. Проектирование планирующих парашютных систем. Формирование облика парашюта. // Общероссийский научно-технический журнал «ПОЛЕТ». 2020. № 3. С. 50–56.
29. Иванов П.И., Купавский И.С. Предельно упрощенный формат программы управления полетом планирующей парашютной системы при дальнем наведении // Вестник Херсонского национального технического университета. 2011. № 3. С. 228–232.
30. Иванов П.И., Куянов А. Ю. Анализ влияния изменения аэродинамического качества планирующей парашютной системы на точность ее приземления // Вестник Херсонского национального технического университета. 2011. № 3 (42). С. 233–237.
31. Котов К.Ю. [и др.]. Структурный синтез системы автоматического управления полётом параплана Самара: Общество с ограниченной ответственностью «Офорт» (Самара), 2017. С. 141–145.
32. Лифшиц Ю.Б. К теории двухоболочкового парашюта // Ученые записки ЦАГИ. 1983. № 6 (14). С. 100–102.
33. Лобанов Н.А. Основы расчёта парашютов / Лобанов Н.А., М.: Машиностроение, 1965. 365 с.
34. Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т. Парашютные системы. Проблемы и методы их решения. / Лялин В.В., Морозов В.И., Пономарев А.Т., М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. 576 с.

35. Морозов В.И., Овчинников В.В. Математическое моделирование в задачах нелинейной аэроупругости // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2014. № 206. С. 43–48.
36. Морозов В.И., Пономарев А.Т., Рысев О.В. Математическое моделирование сложных аэроупругих систем / Морозов В.И., Пономарев А.Т., Рысев О.В., Москва: Физматлит, 1995. 736 с.
37. Овчинников В.В., Петров Ю.В. Методика расчета характеристик аэродинамического нагружения двухоболочковых планирующих парашютов // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2018. № 3 (21). С. 91–100.
38. Пафнутьев В.В., Свириденко А.Н., Сойнов А.И. Методика и результаты испытаний: «Определение характеристик планирующего парашюта с высоким аэродинамическим качеством в АДТ Т-101» 2016.С. 175–176.
39. Перегрудов Ф.И., Тарасенко Ф.П. Введение в системный анализ: Учебное пособие для вузов. / Перегрудов Ф.И., Тарасенко Ф.П., Москва: Высшая школа, 1989. 367 с.
40. Погосян М.А. [и др.]. Проектирование самолётов. / Погосян М.А., Лисейцев Н.К., Стрелец Д.Ю., Киселев В.А., Тарасов А.З., [и др.], 5-е изд. перераб. и доп. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 864 с.
41. Раков А.С. Выбор основных геометрических параметров при проектировании параплана. // Авиационно-космическая техника и технология. 2009. № 5. С. 28–31.
42. Рысев О.В. [и др.]. Парашютные системы / Рысев О.В., Пономарев А.Т., Васильев М.И., Вишняк А.А., Днепров И.В., [и др.], М.: Наука. Физматлит, 1996. 288 с.
43. Свириденко А.Н., Свириденко Ю. Н., Титоренко Н.В. Об учете присоединенных масс в задаче расчета движения парашютной системы п. Володарского, Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского: Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (Жуковский), 2017.

44. Свириденко А.Н., Титоренко Н.В. Математическое моделирование полета планирующей парашютной системы в среде Simulink п. Володарского, Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского: Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (Жуковский), 2017.
45. Стасевич Р.А. Основы проектирования и расчёта грузовых парашютных систем / Стасевич Р.А., Ленинград: ЛВИКА им. А.Ф. Можайского, 1969.
46. Шилов А.А. О структуре уравнений движения планирующей парашютной системы // Ученые записки ЦАГИ. 2000. № 1–2 (31). С. 153–162.
47. Шилов А.А. Некоторые особенности стационарного виража планирующей парашютной системы // Ученые записки ЦАГИ. 2000. № 3–4 (31). С. 119–133.
48. Altmann H., Windl J. ParaLander: A Medium-weight Demonstrator for Autonomous, Range-optimized Aerial Cargo Delivery Munich, Germany: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
49. Andreas W. Schäfer [и др.]. Technological, economic and environmental prospects of all-electric aircraft // Nature Energy. 2019. № 2 (4). С. 160–166.
50. Antony J. Design of experiments for engineers and scientists / Antony J., 2-е изд., London: Elsevier, 2014. 208 с.
51. Babinsky H. The aerodynamic performance of paragliders // The Aeronautical Journal. 1999. № 1027 (103). С. 421–428.
52. Balaji R., Mittal S., Rai A.K. Effect of leading edge cut on the aerodynamics of ram-air parachutes // International Journal for Numerical Methods in Fluids. 2005. № 1 (47). С. 1–17.
53. Barte G.R., JR. Flexible wings for maneuvering and landing application in the decoupled concept New York, NY, USA.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1967.
54. Becker S. Experimental Study of Paraglider Aerodynamics. Master of Science Thesis. Imperial College London. London. 2017.

55. Bennett T., Smith J., Fox R. Testing and development of the NASA X-38 Parafoil Upper Surface Energy Modulator Toulouse, France: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
56. Benney R. [и др.]. The Joint Precision Airdrop System Advanced Concept Technology Demonstration Munich, Germany: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
57. Benolol S., Zapirain F. The FASTWing Project - Parafoil Development and Manufacturing Munich, Germany: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
58. Brown G.J. Parafoil steady turn response to control input Irvine, CA, U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1993.
59. Brown N. Georgia Institute of Technology. Evaluation of Multi-disciplinary Optimization (MDO) Techniques Applied to a Reusable Launch Vehicle. Atlanta, GA 30332-0150, 2004.
60. Bruce P. G. [и др.]. Li–O₂ and Li–S batteries with high energy storage // Nature Materials. 2012. № 1 (11). С. 19–29.
61. Burk S.M., Ware G.M. Static aerodynamic characteristics of three ram-air-inflated low-aspect-ratio fabric wings. Hampton, VA,.
62. Cacan M.R., Costello M. Adaptive Control of Precision Guided Airdrop Systems with Highly Uncertain Dynamics // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2018. № 5 (41). С. 1025–1035.
63. Calise A.J., Preston D. Swarming/Flocking and Collision Avoidance for Mass Airdrop of Autonomous Guided Parafoils // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2008. № 4 (31). С. 1123–1132.
64. Calise A.J., Preston D. Approximate Correction of Guidance Commands for Winds Seattle, Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009.
65. Cao Y., Zhu X. Effects of characteristic geometric parameters on parafoil lift and drag // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2013. № 4 (85). С. 280–292.

66. Carter D.W. [и др.]. Autonomous Large Parafoil Guidance, Navigation, and Control System Design Status Williamsburg, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
67. Chatzikonstantinou T. Recent advances in the numerical analysis of ram air wings - The three dimensional simulation code «PARA3D» Irvine, CA, U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1993.
68. Chatzikonstantinou T. Problems in Ram Air Wing Modeling and Their Solution in the Three Dimensional Simulation Code «PARA3D» Toulouse, France: AIAA, 1999.С. 8.
69. Cook S., Vano A. Preliminary design of a cargo return vehicle for Space Station Freedom Dayton, OH, USA.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1990.
70. Costello M. [и др.]. Advanced Multibody Flight Dynamic Modeling of Guided Airdrop Systems Denver, Colorado: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017.
71. Crimi P. Lateral stability of gliding parachutes // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 1990. № 6 (13). С. 1060–1063.
72. Culpepper S. [и др.]. Adaptive Control of Damaged Parafoils Daytona Beach, Florida: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013.
73. Cumer Ch. [и др.]. Simulation of generic dynamics flight equations of a parafoil/payload system Barcelona, Spain: IEEE, 2012.С. 222–228.
74. Deb K. Multi-Objective Optimization Using Evolutionary Algorithms / Deb K., John Wiley & Sons, 2001. 518 с.
75. Deb K. [и др.]. A Fast and Elitist Multiobjective Genetic Algorithm: NSGA-II // IEEE Transactions on Evolutionary Computation. 2002. № 2 (6). С. 182–197.
76. Desabrais K.J. [и др.]. Aerodynamic Investigations of a Ram-Air Parachute Canopy and an Airdrop System Daytona Beach, FL: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2015.

77. Doherr K.-F., Jann T. Test vehicle ALEX-I for low-cost autonomous parafoil landing experiments San Francisco, CA, U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997.
78. Eslambolchi A., Johari H. Simulation of Flowfield Around a Ram-Air Personnel Parachute Canopy // *Journal of Aircraft*. 2013. № 5 (50). C. 1628–1636.
79. Ewing E.G., Bixby H.W., Knacke T.W. Recovery Systems Design Guide. California, US, 1978.
80. Flager F., Haymaker J. Center for Integrated Facility Engineering. A Comparison of Multidisciplinary Design, Analysis and Optimization Processes in the Building Construction and Aerospace. CIFE, Civil and Environmental Engineering Dept., Stanford University, 2009.
81. Gavrilovski A., Ward M., Costello M. Parafoil Control Authority with Upper-Surface Canopy Spoilers // *Journal of Aircraft*. 2012. № 5 (49). C. 1391–1397.
82. Geiger R.H., Wailes W.K. Pioneer Aerospace Corporation. Advanced Recovery Systems Wind Tunnel Test Report. Melbourne, Florida, 1990.
83. Gimadieva T.Z. Optimal Control of a Gliding Parachute System // *Journal of Mathematical Sciences*. 2001. № 1 (103). C. 54–60.
84. Gonzalez M.A. Prandtl theory applied to paraglider aerodynamics Irvine, CA, U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1993.
85. Goodrick T.F. Theoretical study of the longitudinal stability of high-performance gliding airdrop systems Albuquerque, NM, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1975.
86. Goodrick T.F. Simulation studies of the flight dynamics of gliding parachute systems Houston, TX, USA.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1979.
87. Gorman C., Slegers N. Modeling of Parafoil-Payload Relative Yawing Motion on Autonomous Parafoils Dublin, Ireland: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
88. Gorman C., Slegers N. Evaluation of Multi-body Parafoil Dynamics Using Distributed Miniature Wireless Sensors Portland, Oregon: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.

89. Hattis P.D. [и др.]. Providing Means for Precision Airdrop Delivery from High Altitude Keystone, Colorado: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
90. Hoelzen J. [и др.]. Conceptual Design of Operation Strategies for Hybrid Electric Aircraft // Energies. 2018. № 1 (11). С. 217.
91. Iacomini C.S., Cerimele C.J. Lateral-directional aerodynamics from a large scale parafoil test program Toulouse, France: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
92. Iacomini C.S., Cerimele C.J. Longitudinal aerodynamics from a large scale parafoil test program Toulouse, France: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
93. Iacomini C.S., Madsen C.M. Investigation of large scale parafoil rigging angles - Analytical and drop test results Toulouse, France: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
94. Jalbert D.C. Multi-cell Wing Type Aerial Device // 1966.
95. Jann T. Aerodynamic model identification and GNC design for the parafoil-load system ALEX Boston, MA, U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001.
96. Jann T. Aerodynamic Coefficients for a Parafoil Wing with Arc Anhedral - Theoretical and Experimental Results Monterey, California: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
97. Jann T. Advanced Features for Autonomous Parafoil Guidance, Navigation and Control Munich, Germany: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
98. Jann T., Doherr K.-F., Gockel W. Parafoil test vehicle ALEX - Further development and flight test results Toulouse, France: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
99. Kalro V. [и др.]. Parallel finite element simulation of large ram-air parachutes // International journal for numerical methods in fluids. 1997. № 12 (24). С. 1353–1369.

100. Kalro V., Garrard W., Tezduyar T. Parallel finite element simulation of the flare maneuver of large ram-air parachutes San Francisco,CA,U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997.
101. Kaminer I.I., Yakimenko O.A., Antonio Pascoal Coordinated Payload Delivery using High Glide Parafoil Systems Munich, Germany: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
102. Knacke T.W. Technical-Historical Development of Parachutes and Their Applications since World War I Albuquerque,NM,U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1986.
103. Knacke T.W. Parachute Recovery Systems Design Manual / Knacke T.W., 1st ed-e изд., Santa Barbara, CA: Para Publishing, 1992. 506 с.
104. Knapp C.F., Barton W.R. Controlled recovery of payloads at large glide distances, using the para-foil. // Journal of Aircraft. 1968. № 2 (5). С. 112–118.
105. Krenz H., Burkhardt O. The FASTWing Project - A Self Navigated Gliding System for Heavy Loads Munich, Germany: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
106. Lingard J. S. Royal Aircraft Establishment. The Performance and Design of Ram-Air Gliding Parachutes. London, 1981.
107. Lingard J. S. The Aerodynamics of Gliding Parachutes Albuquerque, NM, USA.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1986.C. 43.
108. Lingard J. S. Ram Air Parachute Design Clearwater Beach, Florida, US: AIAA, 1995.
109. Lingard J.S. A Semi-Empirical Theory to Predict the Load Time History of an Inflating Parachute Hyannis, MA, U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1984.
110. Liu G.P., Yang J.B., Whidborne J.F. Multiobjective Optimisation and Control / Liu G.P., Yang J.B., Whidborne J.F., Baldock, Hertfordshire, England: Research Studies Press, 2003. 320 с.

111. Ludtke W. A Technique for Calculation of the Opening Shock Forces for Several Types of Solid Cloth Parachutes Palm Springs, CA, U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1973.
112. Machin R., Stein J., Muratore J. An overview of the X-38 prototype crew return vehicle development and test program Toulouse, France: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
113. Machin R.A. [и др.]. Flight Testing the Parachute System for the Space Station Crew Return Vehicle // Journal of Aircraft. 2001. № 5 (38). С. 786–799.
114. Madsen C.M., Cerimele C.J. Updated flight performance and aerodynamics from a large scale parafoil test program Denver, CO, U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000.
115. Madsen C.M., Cerimele C.J. Flight Performance, Aerodynamics, and Simulation Development for the X-38 Parafoil Test Program Monterey, California: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
116. Martin Hepperle Electric Flight – Potential and Limitations Lisbon, Portugal: NATO Science and Technology Organization, 2012.С. 30.
117. Martins J.R.R.A., Lambe A.B. Multidisciplinary Design Optimization: A Survey of Architectures // AIAA Journal. 2013. № 9 (51). С. 2049–2075.
118. Matos C. [и др.]. Wind tunnel measurements of parafoil geometry and aerodynamics Reno, NV, U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998.
119. McEwan A.J. An investigation of parachute opening loads, and a new engineering method for their determination Dayton, OH, U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1970.
120. Mickey F.E. [и др.]. Northrop Corporation, Ventura Division. Investigation of prediction methods for the loads and stresses of Apollo type spacecraft parachutes. Volume 1 - Loads. California, US, 1970.
121. Mittal S., Saxena P., Singh A. Computation of two-dimensional flows past ram-air parachutes // International journal for numerical methods in fluids. 2001. № 6 (35). С. 643–667.

122. Mkrtchyan H., Johari H. Detailed Aerodynamic Analysis of Ram-Air Parachute Systems in Steady Flight Dublin, Ireland: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
123. Mohammadi M.A., Johari H. Computation of Flow over a High-Performance Parafoil Canopy // Journal of Aircraft. 2010. № 4 (47). С. 1338–1345.
124. Montgomery D.C. Design and analysis of experiments / Montgomery D.C., 8-е изд., Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, Inc, 2013. 730 с.
125. Mooij E., Wijnands Q.G.J., Schat B. 9 dof Parafoil/Payload Simulator Development and Validation Austin, Texas: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
126. Moore J.E. Drogue Assisted Variable Glide Slope Control Daytona Beach, Florida: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013.
127. Mortaloni P.A. [и др.]. On the Development of a Six-Degree-of-Freedom Model of a Low-Aspect-Ratio Parafoil Delivery System Monterey, California: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
128. Mosseev Y. Software tools for the paraglider computer-aided design guide AIAA, 2001.
129. Nicolaides J.D. Parafoil Flight Performance Dayton, OH, U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1970.
130. Nicolaides J.D. U.S. Air Force Flight Dynamics Laboratory. Parafoil Wind Tunnel Tests. Wright-Patterson Air Force Base, OH, 1971.
131. Nosratollahi M., Ghapanvary M.A. A novel algorithm for conceptual design and optimisation of an affordable gliding airdrop platform using TCOMOGA // The Aeronautical Journal. 2018. № 1252 (122). С. 933–959.
132. Ochi Y., Kondo H., Watanabe M. Linear Dynamics and PID Flight Control of a Powered Paraglider Chicago, Illinois: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009.
133. Papalambros P.Y., Wilde D.J. Principles of Optimal Design: Modeling and Computation / Papalambros P.Y., Wilde D.J., 2nd ed-е изд., Cambridge; New York: Cambridge University Press, 2000. 390 с.

134. Patel S., Hackett N.R., Jorgensen D.S. Qualification of the Guided Parafoil Air Delivery System-Light (GPADS-Light) San Francisco, CA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997.
135. Petry G., Behr R., Tschardt L. The Parafoil Technology Demonstration (PTD) Project - Lessons learned and future visions Toulouse, France: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
136. Petry G., Hummeltenberg G., Tschardt L. The Parafoil Technology Demonstration project San Francisco, CA, U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997.
137. Potvin J. Universality Considerations for Graphing Parachute Opening Shock Factor Versus Mass Ratio // *Journal of Aircraft*. 2007. № 2 (44). C. 528–538.
138. Potvin J., Peek G., Brocato B. Modeling the Inflation of Ram-Air Parachutes Reefed with Sliders // *Journal of Aircraft*. 2001. № 5 (38). C. 818–827.
139. Prakash O., Ananthkrishnan N. Modeling and Simulation of 9-DOF Parafoil-Payload System Flight Dynamics Keystone, Colorado: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
140. Prakash O., Daftary A., Ananthkrishnan N. Trim and Stability Analysis of Parafoil/Payload System Using Bifurcation Methods Munich, Germany: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
141. Puskas E. The development of a 10,000 lb capacity ram air parachute Cocoa Beach, FL, U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989.
142. Ranier C. The Analysis and Modeling of the Deployment of NASA's X-38 Parafoil Reston, VA, United States: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001.
143. Redelinghuys C. A Flight Simulation Algorithm for a Parafoil Suspending an Air Vehicle // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2007. № 3 (30). C. 791–803.
144. Redelinghuys C., Rhodes S. A Graphic Portrayal of Parafoil Trim and Static Stability Williamsburg, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
145. Ross J.C. Computational Aerodynamics in the Design and Analysis of Ram-Air-Inflated Wings Washington, D.C.: AIAA, 1993. C. 27.

146. Schneider S.F. [и др.]. A modeling framework to assess specific energy, costs and environmental impacts of Li-ion and Na-ion batteries // *Sustainable Energy & Fuels*. 2019. № 11 (3). С. 3061–3070.
147. Slegers N., Beyer E., Costello M. Use of Variable Incidence Angle for Glide Slope Control of Autonomous Parafoils // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2008. № 3 (31). С. 585–596.
148. Slegers N., Costello M. Model Predictive Control of A Parafoil and Payload System // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2005. № 4 (28). С. 816–821.
149. Slegers N., Gorman C. Comparison and Analysis of Multi-body Parafoil Models With Varying Degrees of Freedom Dublin, Ireland: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
150. Slegers N., Yakimenko O.A. Terminal Guidance of Autonomous Parafoils in High Wind-To-Airspeed Ratios // *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2011. № 3 (225). С. 336–346.
151. Slegers N.J. Dynamic Modeling, Control Aspects and Model Predictive Control of a Parafoil and Payload System 2004.
152. Slegers N.J. Effects of Canopy-Payload Relative Motion on Control of Autonomous Parafoils // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2010. № 1 (33). С. 116–125.
153. Slegers N.J., Yakimenko O.A. Optimal Control for Terminal Guidance of Autonomous Parafoils Seattle, Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009.
154. Smith J., Bennett T., Fox R. Development of the NASA X-38 parafoil landing system Toulouse, France: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
155. Sobieszczanski-Sobieski J. [и др.]. *Multidisciplinary Design Optimization Supported by Knowledge Based Engineering* / Sobieszczanski-Sobieski J., Morris A., Van Tooren M., La Rocca G., Yao W., Chichester, UK: John Wiley & Sons, Ltd, 2015. 393 с.

156. Stein J., Madsen C., Strahan A. An Overview of the Guided Parafoil System Derived from X-38 Experience Munich, Germany: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
157. Stein J.M. Parachute testing for the NASA X-38 Crew Return Vehicle Fort Worth, TX, United States: Society of Flight Test Engineers, 2005.
158. Taylor A.P. An Investigation of the Apparent Mass of Parachutes Under Post Inflation Dynamic Loading Through the use of Fluid Structure Interaction Simulations Monterey, California: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
159. Thedens P., Oliveira G., Schmehl R. Ram-air kite airfoil and reinforcements optimization for airborne wind energy applications // Wind Energy. 2018. № 5 (22). C. 653–665.
160. Toglia C., Vendittelli M. Dept. of Computer, Control and Management Engineering, Univ. degli Studi di Roma “La Sapienza”. Modeling and motion analysis of autonomous paragliders. Rome, Italy, 2010.
161. Toussaint Cl. [и др.]. Flight dynamic modeling of the PBO parafoil using sparse preliminary flight test data Daytona Beach, Florida: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013.
162. Tribot J.-P. [и др.]. Large gliding parachute experimental and theoretical approaches San Francisco, CA, U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997.
163. Voskuijl M., Van Bogaert J., Rao A.G. Analysis and design of hybrid electric regional turboprop aircraft // CEAS Aeronautical Journal. 2018. № 1 (9). C. 15–25.
164. Wachlin J., Costello M. Simulation of the Landing Dynamics of a Guided Airdrop System Dallas, Texas: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2019.
165. Wailes W., Harrington N. The Guided Parafoil Airborne Delivery System Program Clearwater Beach, FL , U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1995.
166. Ward M. Adaptive Glide Slope Control for Parafoil and Payload Aircraft 2012.

167. Ward M. [и др.]. Jumper-Inspired Guidance Logic for Precision Guided Airdrop Systems Dallas, Texas: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2019.
168. Ward M., Costello M. Autonomous Control of Parafoils Using Upper Surface Spoilers Daytona Beach, Florida: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013.
169. Ward M., Gavrilovski A., Costello M. Performance of an Autonomous Guided Airdrop System with Glide Slope Control Dublin, Ireland: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
170. Ware G.M., Hassel J.L. National Aeronautics and Space Administration. Wind-tunnel investigation of ram-air-inflated all-flexible wings of aspect ratios 1.0 to 3.0. Washington, D.C., 1986.
171. Watanabe M., Ochi Y. Modeling and motion analysis for a powered paraglider(PPG) Takamatsu, Japan: IEEE, 2007.C. 3007–3012.
172. Wegereef J.W., Jentink H.W. Parafoil Characterisation Tests with SPADES Munich, Germany: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
173. Wegereef W. [и др.]. FASTWING CL flight tests with a high-glide ram-air parachute for 6000kg payloads. Dublin, Ireland: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
174. Willemsen E. [и др.]. The FASTWing Project: Wind Tunnel Tests, Realization and Results Munich, Germany: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
175. Wise K. Dynamics of a UAV with Parafoil Under Powered Flight Keystone, Colorado: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
176. Yakimenko O.A. On the Development of a Scalable 8-DoF Model for a Generic Parafoil-Payload Delivery System Munich, Germany: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2005.
177. Yakimenko O.A., Slegers N.J. Optimization of the ADS Final Turn Maneuver in 2D and 3D Dublin, Ireland: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011.
178. Yang H., Song L., Chen W. Research on parafoil stability using a rapid estimate model // Chinese Journal of Aeronautics. 2017. № 5 (30). C. 1670–1680.

179. Zhu Y. [и др.]. Computer simulation of parafoil dynamics Boston, MA, U.S.A.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001.
180. Military Specification MIL-C-87129A: Cord, Fibrous, Aramid Braided // 1985.
181. Military Specification T-C-2754: Cord, Polyester, Coreless // 1990.
182. Military Specification MIL-C-5040H: Cord, Fibrous, Nylon // 1994.
183. Commercial Specification PIA-C 44378B: // 1999.
184. ATR 72-600 Specifications [Электронный ресурс]. URL: http://www.atraircraft.com/products_app/media/pdf/Fiche_72-600_Juin-2014.pdf (дата обращения: 12.03.2020).
185. Recommendations on the Transport of Dangerous Goods - Manual of Tests and Criteria 6-е изд., New York and Geneva: United Nations, 2015. 504 с.
186. Precision Aerial Delivery Systems: Modeling, Dynamics, and Control под ред. Yakimenko O.A., Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2015. 965 с.
187. Space Engineering: Modeling and Optimization with Case Studies под ред. Fasano G., Pinter J.D., New York, NY: Springer, 2016. 487 с.
188. ATR “All Electrical Aircraft” Flying Demonstrator takes off for Clean Sky // 2016.
189. ATR Studies All-Electric Architecture for Turboprops | Aerospace News: Aviation International News [Электронный ресурс]. URL: <https://www.ainonline.com/aviation-news/aerospace/2016-03-22/atr-studies-all-electric-architecture-turboprops> (дата обращения: 28.03.2020).
190. Lithium-ion Batteries Part I: General Overview and 2019 Update // Lighting Global: Technical Notes. 2019. № 30.
191. Electric planes start small as industry wrestles with emissions // Reuters [Электронный ресурс]. URL: <https://ca.reuters.com/article/businessNews/idCAKCN1TK1E1-OCABS> (дата обращения: 01.12.2019).
192. How E-Fan X will jump-start a new era in hybrid-electric flight // Royal Aeronautical Society [Электронный ресурс]. URL: <https://www.aerosociety.com/news/how-e->

fan-x-will-jump-start-a-new-era-in-hybrid-electric-flight/ (дата обращения: 01.12.2019).

193. ГОСТ 13090-90. Ткани технические каркасные. Технические условия.

194. ГОСТ 16428-89. Ткани технические из натурального шёлка и химических нитей. Технические условия.

195. CLARK YM-18 AIRFOIL (clarym18-il) // Airfoil Tools [Электронный ресурс].

URL: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=clarym18-il> (дата обращения: 06.02.2020).

Приложения

Приложение А

Копии актов о внедрении результатов диссертационной работы

УТВЕРЖДАЮ

Заместитель директора института №1
по учебной работе
«Московского авиационного института
(национального исследовательского
университета) (МАИ)

 Шавелкин Д.С.

« 9 » июня 2020 г.

АКТ


о внедрении результатов диссертационной работы

Арувелли Сергея Витальевича «Методика определения облика управляемой планирующей парашютной грузовой системы под параметры транспортной операции»

Настоящим актом подтверждается, что результаты и материалы диссертационной работы Арувелли Сергея Витальевича «Методика определения облика управляемой планирующей парашютной грузовой системы под параметры транспортной операции», представленной на соискание учёной степени кандидата технических наук, использованы в научно-методической деятельности «Московского авиационного института (национального исследовательского университета)» в рамках учебной части программы ДПО с АО «НИИ Парашютостроения» в виде методики определения облика планирующих парашютных грузовых систем (ППГС) и комплексной математической модели определения характеристик ППГС.

Внедрение указанных результатов и материалов позволяет повысить эффективность обучения по направлению проектирования парашютной техники, повысить качество проектирования планирующих парашютных грузовых систем на ранних стадиях, сократить временные и материальные затраты при определении конструктивного облика таких систем.

Старший преподаватель кафедры 101



Булгаков Д.В.



УТВЕРЖДАЮ

Управляющий директор
 ПАО "ТАНТК им. Г. М. Бериева"

Грезин М.В.

« 08 » 06 2020 г.

АКТ

о внедрении результатов диссертационной работы

Арувелли Сергея Витальевича

« 08 » 06 2020 г.

Комиссия в составе:

Председатель:	Начальник ОКБ	Гаврилов И.И.
Члены комиссии:	Начальник отдела	Зданевич В.В.
	Инженер конструктор 1к., к.т.н.	Забеглов В.В.

составили настоящий акт о том, что результаты диссертационной работы «Методика определения облика планирующей парашютной грузовой системы под параметры транспортной операции», представленной на соискание учёной степени кандидата технических наук, будут использованы в проектно-конструкторской деятельности ПАО "ТАНТК им. Г. М. Бериева" в виде формализованных требований к системам десантирования, методики определения конструктивного облика системы десантирования на базе планирующего парашюта и комплексной математической модели расчёта характеристик планирующей парашютной грузовой системы.

Использование результатов диссертации позволяет сократить сроки и повысить качество проектирования систем десантирования полезной нагрузки.

Председатель: _____ Гаврилов И.И.

Члены комиссии: _____ Зданевич В.В.

_____ Забеглов В.В.

УТВЕРЖДАЮ

Директор НТЦ ПАО «Ил»

Главный конструктор

Ганин С.В.



2020 г.

АКТ

о внедрении результатов диссертационной работы

Арувелли Сергея Витальевича «Методика определения облика планирующей парашютной грузовой системы под параметры транспортной операции»

Настоящим актом подтверждается, что результаты диссертационной работы Арувелли Сергея Витальевича «Методика определения облика планирующей парашютной грузовой системы под параметры транспортной операции», представленной на соискание учёной степени кандидата технических наук, использованы в проектно-конструкторской деятельности ПАО «Ил» в виде методик определения конструктивного облика и моделей планирующих парашютных грузовых систем, входящих в состав перспективных авиационных транспортных систем на базе электрических самолётов, способа увеличения дальности электрического самолёта путём десантирования отработанных аккумуляторов.

Использование указанных результатов позволяет повысить качество проектирования авиационных транспортных систем на ранних стадиях, сократить временные и материальные затраты при определении конструктивного облика планирующих парашютных систем.

Зам.начальника ОКБ

Начальник отдела 270

Two handwritten signatures in blue ink. The first signature is above a horizontal line, and the second is below another horizontal line.

Воронков А.Ю.

Архипов В.В

«Утверждаю»

Президент Общероссийской
общественной спортивной
организации «Объединенная
Федерации спорта сверхлегкой
авиации России»

А.С. Архиповский

2020 г.



АКТ

об использовании результатов диссертационной работы Арувелли С.В.
на тему «Методика определения облика планирующей парашютной грузовой системы под
параметры транспортной операции»

Комиссия в составе: члена Президиума Загдай С.И., члена Президиума Белова Е.С.,
члена комиссии Тулякова В.П. составили настоящий акт в том, что результаты
диссертационной работы Арувелли С.В.:

- формализованное определение требований к планирующим парашютным системам
и ограничений, накладываемых условиями их эксплуатации,
- математическая модель функционирования и расчёта характеристик планирующей
парашютной системы

использованы при разработке организационно-методических и нормативных основ по
организации и проведению мероприятий по парашютному спорту, а также при
проведении мероприятий по повышению квалификации спортивных специалистов в
«Федерации спорта сверхлегкой авиации России».

Применение результатов диссертационной работы Арувелли Сергея Витальевича
позволяет сократить временные затраты при оценке характеристик и повысить точность
прогнозирования функционирования планирующих парашютных систем.

Член Президиума

Член Президиума

Член комиссии

Загдай С.И.

Белова Е.С.

Туляков В.П..