

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«Пензенский государственный университет»

На правах рукописи

ЧАН МИНЬ ХАЙ

**СТАТИСТИЧЕСКАЯ ИДЕНТИФИКАЦИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ
ХАРАКТЕРИСТИК И ПАРАМЕТРОВ БЕСПИЛОТНОГО
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ**

Специальность 2.3.1. Системный анализ, управление и обработка информации,
статистика (технические науки)

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание учёной степени кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук, профессор
Юрков Николай Кондратьевич

ПЕНЗА - 2024

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Введение	4
Глава 1. Анализ существующих методов и подходов к решению задач структурно-параметрического синтеза и идентификации характеристик сложных технических систем в условиях неопределенности по экспериментальным данным	11
1.1. Классификация БПЛА и прототипы дозвуковых беспилотных летательных аппаратов (БПЛА)	11
1.2. Методы структурно-параметрического синтеза сложных технических систем в условиях неопределенности среды	16
1.3. Анализ существующих подходов к решению задач идентификации характеристик сложных технических систем по экспериментальным данным	20
1.4. Математическое моделирование БПЛА	28
Выводы	38
Глава 2. Методика идентификации аэродинамических характеристик БПЛА на основе статистической оценки полноты модели по экспериментальным данным	39
2.1. Методика статистического анализа структурно-параметрических проектных связей аэродинамических характеристик БПЛА.	39
2.2. Условия устойчивости проектного решения к многофакторной неопределенности	50
2.3. Методика идентификации аэродинамических характеристик БПЛА на основе статистической оценки полноты модели по экспериментальным данным	56
Выводы	64
Глава 3. Аэродинамические модели и алгоритмы статистических оценок полноты аэродинамических характеристик БПЛА в условиях неопределенности среды по экспериментальным данным	65

3.1. Модельная задача статистических оценок полноты аэродинамических характеристик БПЛА по экспериментальным данным	65
3.2. Алгоритмы статистических оценок полноты аэродинамических характеристик БПЛА по экспериментальным данным	71
3.3. Программный комплекс статистического моделирования измерительной информации для синтеза проектных решений БПЛА по экспериментальным данным	78
3.3.1. Значения аэродинамических производных в гармоническом базисе	78
3.3.2. Статистический анализ аэродинамических коэффициентов C_z, m_x, m_y, m_z	83
3.3.3. Структурный синтез аэродинамического коэффициента C_z по статистическим критериям полноты аэродинамической модели	95
3.4. Статистическая модель коэффициента давления на оживальной носовой части БПЛА	101
Выводы	121
Заключение	123
Список литературы	125
Приложение №1 Головная программа и программы аэродинамики	136
Приложение №2 Инструкция к пользованию программно-методическим комплексом аэродинамического моделирования по экспериментальным данным	152
Приложение №3. Акты внедрения	157

ВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования

При разработке беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) одной из основных проблем анализа их летно-технических характеристик по результатам машинного моделирования является достоверность получаемых результатов. Точность расчетов здесь зависит от применяемого метода интегрирования дифференциальных уравнений движения БПЛА и от достоверности измеряемых значений аэродинамических коэффициентов, характеризующих летные характеристики. Если в области разработки методов численного интегрирования уравнений движения БПЛА достигнуты достаточно хорошие результаты, то методики расчета аэродинамических коэффициентов, также как и методики их эмпирического определения по результатам продувок моделей, обладают слишком высокой погрешностью. Соответственно проблема анализа летно-технических (динамических) характеристик БПЛА переносится на этап натурных испытаний, который характеризуется весьма высокой стоимостью. Одним из направлений снижения стоимости данного этапа может стать дополнение его машинным моделированием функционирования БПЛА, при котором учитывались бы уточнения аэродинамических характеристик (АДХ) аппаратов, полученные по результатам летно-технических испытаний (ЛТИ) или аэродинамических продувок, которые можно проверить, сравнив полученные по ним результаты с результатами ЛТИ. Это позволило бы значительно сократить объем натурных испытаний БПЛА и более обоснованно вырабатывать рекомендации по его доработке и схемам применения.

Применение уточненной по результатам эксперимента математической модели аэродинамических коэффициентов БПЛА позволяет получить более точные параметры и характеристики проектируемой конструкции и существенно сокращает в дальнейшем финансовые и временные затраты при разработке БПЛА и его модификаций

Решение данной задачи предполагает разработку достаточно мощного математического обеспечения, включая методы восстановления АДХ по результатам

экспериментов, т.е. по параметрам полета БПЛА, полученным в ходе телеметрических измерений, которые на сегодняшний день до конца не решены.

Цель исследования. Целью диссертационной работы является повышение эффективности принятия проектных решений и сокращение финансовых и временных затрат натурных испытаний на этапах разработки новых образцов беспилотных летательных аппаратов и их модификации за счет применения статистических оценок полноты аэродинамических характеристик в условиях неопределенности по экспериментальным данным.

Научная задача исследования. Для достижения поставленной цели в диссертационной работе совершенствуется (обобщается) методика статистических оценок полноты аэродинамических характеристик беспилотных летательных аппаратов в условиях неопределенности среды по экспериментальным данным с целью структурно-параметрической оптимизации их конструкций.

Для этого в работе были поставлены и решены частные взаимосвязанные задачи исследования:

1. Анализ существующих подходов к решению задач идентификации характеристик сложных технических систем по экспериментальным данным с целью выявления недостатков современных технологий проектирования и определения подходящих методов исследования,

2. Разработка методики статистического анализа структурно-параметрических связей аэродинамических характеристик по экспериментальным данным.

3. Разработка методики статистической оценки аэродинамических характеристик по экспериментальным данным.

4. Применение аэродинамических характеристик БПЛА для совершенствования их математических моделей на основе экспериментальных данных.

5. Разработка алгоритмов синтеза аэродинамических характеристик для оценки совершенствования моделей БПЛА по экспериментальным данным.

6. Разработка и реализация программно-методического комплекса для синтеза проектных решений по экспериментальным данным.

Объектом исследования. В качестве объекта исследования выбран класс дозвуковых беспилотных летательных аппаратов, функционирующих в условиях

неопределенности, для которых разрабатывается и корректируется аэродинамическая модель по экспериментальным данным.

Предметом исследования является повышение эффективности принятия решений по проектированию беспилотных летательных аппаратов на основе статистических методов и экспериментальных данных в условиях неопределенности.

В качестве методов исследования использованы методы системного анализа, моделирования и оптимизации, структурно-параметрического анализа и статистического синтеза, методы обработки информации и принятия решений, а также программирование на языке Фортрана и компьютерные методы обработки информации.

Научная новизна. В диссертации получены следующие результаты, характеризующиеся научной новизной:

1. Методика статистического анализа экспериментальных данных телеметрии, отличающаяся наличием процедуры восстановления структуры аппроксимирующего полинома модели БПЛА, и позволяющая на основе критериев регулярности и несмещенности восстановить (синтезировать) проектно-функциональные связи между проектными параметрами и критериальными оценками аэродинамической модели БПЛА, что сокращает финансовые и временные при проектировании БПЛА.

2. Методика идентификации аэродинамических характеристик разрабатываемого БПЛА, отличающаяся наличием процедуры статистической оценки полноты экспериментальной (аппроксимирующей) модели, позволяющая на основе сформированного векторного критерия качества в условиях многокритериальной и многофакторной неопределенности определить, насколько построенная аппроксимирующая модель объясняет закономерности, содержащиеся в статистической выборке данных телеметрии, что оптимизирует проектные параметры и повышает эффективность принятия проектных решений.

3. Аэродинамическая модель БПЛА, которая отличается тем, что формируется на основе не только статистических, но и основных физических параметров и критериев. Модель позволяет реализовать структурно-параметрический выбор (оптимизацию) конструкции БПЛА и программно синтезировать наиболее эффективные проектные

решения по векторному критерию, учитывающему величину промаха БПЛА, требование по углу подлета к цели, скорость подлета к цели, что сокращает финансовые и временные затраты на аэродинамическую продувку в аэродинамической трубе и натурные испытания при разработке новых образцов БПЛА и их модификации.

Теоретическая значимость результатов заключается в дальнейшем развитии методов системного анализа и статистического синтеза структурно-параметрических проектных решений применительно к системам БПЛА в целях разработки аэродинамических характеристик новых образцов БПЛА.

Практическая значимость работы состоит в том, что на основе разработанных моделей и алгоритмов синтеза аэродинамических характеристик БПЛА по экспериментальным данным построен программный комплекс разработки аэродинамических характеристик новых образцов БПЛА, функционирующих в условиях неопределенности среды, по экспериментальным данным, с помощью которого сокращаются финансовые и временные затраты на аэродинамическую продувку в аэродинамической трубе и натурные испытания при разработке новых образцов БПЛА и их модификации.

Методологической основой исследований являются системный анализ, статистический синтез, методы обработки и оптимизации проектных решений по экспериментальным данным, методы и алгоритмы структурно-параметрического синтеза и оценки полноты аэродинамических характеристик летательных аппаратов по экспериментальным данным.

Результаты, выносимые на защиту:

1. Методика статистического анализа экспериментальных данных телеметрии, позволяющая на основе критериев регулярности и несмещенности восстановить (синтезировать) проектно-функциональные связи между проектными параметрами и критериальными оценками аэродинамической модели БПЛА, что сокращает финансовые и временные при проектировании БПЛА.

2. Методика идентификации аэродинамических характеристик разрабатываемого БПЛА, отличающаяся наличием процедуры статистической оценки полноты экспериментальной (аппроксимирующей) модели, позволяющая на основе сформированного векторного критерия качества в условиях многокритериальной и

многофакторной неопределенности определить, насколько построенная аппроксимирующая модель объясняет закономерности, содержащиеся в статистической выборке данных телеметрии, что оптимизирует проектные параметры и повышает эффективность принятия проектных решений.

3. Аэродинамическая модель БПЛА, которая отличается тем, что формируется на основе не только статистических, но и основных физических параметров и критериев. Модель позволяет реализовать структурно-параметрический выбор (оптимизацию) конструкции БПЛА и программно синтезировать наиболее эффективные проектные решения по векторному критерию, учитывающему величину промаха БПЛА, требование по углу подлета к цели, скорость подлета к цели, что сокращает финансовые и временные затраты на аэродинамическую продувку в аэродинамической трубе и натурные испытания при разработке новых образцов БПЛА и их модификации.

Достоверность и обоснованность результатов исследований, выводов и рекомендаций работы обеспечивается учетом теоретических и методологических положений российских и зарубежных практик; корректным применением известных методов идентификации характеристик сложных технических систем; методов статистической оценки параметров и полноты моделей по экспериментальным данным; методов системного анализа и теории управления при разработке моделей и алгоритмов статистической оценки аэродинамических характеристик новых образцов при поиске их экстремальных значений, а также корректностью принятых допущений, ограничений и начальных условий.

Достоверность научных результатов подтверждается практикой разработки аэродинамических характеристик новых образцов БПЛА различных типов, функционирующих в условиях неопределенности, а также работоспособностью методического инструментария при разработке предложений по улучшению характеристик

Реализация научных результатов Отдельные полученные результаты диссертационного исследования были применены и реализованы в прикладных НИР и в научных проектах Пензенского государственного университета и

Военного института автоматизации производства (Военного научно-технического института) Социалистической республики Вьетнам. Имеются акты о внедрении.

Личный вклад автора. Все результаты, составляющие основное содержание диссертации, получены лично автором. В работах, выполненных в соавторстве, автор внес основной вклад, в части формулировки и формализации задач исследований, разработки обобщенного метода статистической оценки полноты аэродинамических характеристик БПЛА по экспериментальным данным, а также при разработке моделей и алгоритмов, что составляет более 70% от всех проведенных исследований.

Публикации и апробация работы. Основные результаты работы опубликованы в 17-и научных изданиях, в том числе, в пяти рецензируемых изданиях, рекомендованных Высшей аттестационной комиссией при Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, две статьи, индексируемые в международных базах данных Scopus и Web of Science, десять статей в трудах конференций и изданиях, включенных в базу РИНЦ.

Результаты диссертационной работы были обсуждены на семинарах МФТИ, ИПУ РАН и научных конференциях: 11th IEEE International Conference Application of information and communication technologies-AICT 2017, Moscow, Russia.; 11th International conference «Management of Large-scale system development (MLSD2018)», 1-3 October, 2018 ICS RAS, Moscow, Russia.; Фундаментальные проблемы системной безопасности «Елецкий Государственный Университет им. И. А. Бунина», 26-27 мая 2016г.; Международной научно-практической конференции “Фундаментально-прикладные проблемы безопасности живучести, надёжности, устойчивости и эффективности систем”, посвящённой 95-летию со дня рождения выдающегося учёного академика АН СССР (РАН) Всеволода Сергеевича Авдеевского 1-4 февраля 2017г., XXXV Всероссийской научно-технической конференции с международным участием «Проблемы автоматического управления в технических системах», посвященная 80-летию Пензенского государственного университета (г. Пенза 17-19 октября 2023 г.), Материалы Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы радиоэлектроники и телекоммуникаций». (г. Самара, апрель

2024). Труды Международного симпозиума «Надежность и качество» (г. Пенза 27мая-1июня 2024).

Объем и структура работы. Диссертационная работа состоит из введения, трех глав, заключения, 3-х приложений, списка литературы, содержащего 112 отечественных и зарубежных работ, включает в себя 159 страниц текста, 21 рисунок, 37 таблиц.

ГЛАВА 1. АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ МЕТОДОВ И ПОДХОДОВ К РЕШЕНИЮ ЗАДАЧ СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО СИНТЕЗА И ИДЕНТИФИКАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ПО ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМ ДАННЫМ

1.1 Классификация БПЛА и прототипы дозвуковых беспилотных летательных аппаратов (БПЛА)

В условиях бурного развития робототехники и интеллектуальных систем, в мире разрабатывают и широко используются беспилотные летательные аппараты (БПЛА) различных типов. Главные достоинства БПЛА - низкая цена и малый вес при отсутствии пилота и необходимого для пилотируемого полёта оборудования. С другой стороны БПЛА дистанционно управляются и их эффективность функционирования не сильно зависит от человеческого фактора.

Существуют много типов БПЛА, которые классифицируются по различным признакам. Возможная классификация БПЛА военного назначения приведена в таблице 1.1 [17].

Таблица 1. 1. Классификация БПЛА военного назначения

Признаки	Типа классификации
По назначению при выполнении целевых задач	Общего назначения, наблюдения и разведки, боевого назначения, ударного назначения, разведывательно-ударного, расширения возможностей, многоцелевые и др.
По масштабу применения	Тактические, оперативные, стратегические.
По величине радиуса действия:	Большого, среднего и близкого радиуса действия.

По месту размещения	Наземные, авиационные, космические, корабельные и со стартом с подводных аппаратов.
По методу управления (системам управления)	Телеуправляемые, программные (управляемые автоматически по программе), командные, самонаведения, управляемые оператором по линиям (каналам) управления, с комбинированной схемой управления.
По аэродинамической схеме	Самолетного, вертолетного, гибридного типа (конверт планы).
По типу двигательной установки	Поршневые, бензиновые одно-, двухтактные, электродвигатели, двигатель внутреннего сгорания, турбореактивные, твердотопливные, гибридные двигатели др.
По габаритно-весовым характеристикам	Микро, мини, сверхмалые, малоразмерные, средние, большие и др.
По возможности повторного применения	Многоразовые, одноразовые.
По способу старта	Запускаемые с места, с руки, катапультного типа, запускаемые с взлетной полосы (пусковой установки).
По способу посадки	Путем классического приземления, вертикально (по - вертолетному), самолетным способом (по типу самолета), спуска их на парашюте, подхвата аппарата в конце глиссады снижения специальной сетью, на прочные носовые штыри и т.д.
По виду применяемой развод аппаратуры	Фото и видео разведки в видимой части спектра, радиолокационной, телевизионной, радио- и радиотехнической, метеорологической и др.

БПЛА также разделяются по группам взаимосвязанных параметров и характеристик (масса, время полета, дальность и высота полета и др.) на следующие классы:

- Микро БПЛА: масса (m) менее 10 кг, время полета (t_p) менее 1ч, высота полета (H_p) менее 1 км;

- Мини БПЛА: $m < 50$ кг., t_p – несколько часов, H_p – 3 -5 км;

- Средние БПЛА: $m < 1000$ кг., t_p – 10 - 12 часов, H_p – 9 -10 км;

- Тяжелые БПЛА: $m > 1000$ кг., t_p – более 24 часа, H_p – до 20 км.

Основные летно-технические БПЛА:

Длина фюзеляжа;

Размах крыла;

Максимальная взлетная масса;

Максимальная масса полезной нагрузки, размещаемой внутри фюзеляжа;

Максимальная высота полета;

Максимальная продолжительность полете;

Тип силовой установки;

Мощность двигателя;

Основная разведывательная аппаратура;

Система навигации;

Способ взлета и посадки;

и др.

Применение современных БПЛА однократного применения требует совершенствования их характеристик по [42, 52, 69, 70]:

- Точности нацеливания;
- Повышению дальности полета;
- Достижению гиперзвуковых скоростей;
- Высокой вероятности преодоления средств противодействия;
- Высокому поражающему действию боевых частей с возможностью корректировки полетного задания во время полета;

- Новому приборному обеспечению для БПЛА (использование энергии лазерного луча для питания БПЛА) и др.

В настоящее время широко разрабатываются боевые типы БПЛА [21]: ударные, разведывательно-боевые, ударно-разведывательные, палубные разведывательно-ударные, ядерный ударный и др.

Многие мировые программы создания БПЛА следующего поколения предусматривают разработки базовой платформы (перехватчики, штурмовики, разведчики, радиоэлектронной борьбы, связи, заправщики и др.).

Современные БПЛА должны иметь модульную конструкцию, что позволит комплектовать бортовое оборудование и вооружение под конкретную задачу – радиолокационная и оптико-электронная разведка, аэрофото - и видеосъемка, наблюдение и слежение за различными объектами, патрулирование, мониторинг или нанесение удара.

БПЛА широко применяются во многих гражданских областях народного хозяйства, таких как: сельском хозяйстве (на предприятиях сельского хозяйства, при наблюдении за посевами), в лесничестве (лесоохрана и контроль рыбного хозяйства), строительстве (картографирование, география и геодезия, инспектирование и мониторинг строек), нефтегазовом секторе (мониторинг нефтегазовых объектов), секторе безопасности (контроль пожарной безопасности), в полиции (патрулирование и мониторинг территориальных зон), в средствах массовой информации (аэрофото- и видеосъемка) и др. [17].

Основные проблемы использования БПЛА: проблема топлива – работа двигателей БПЛА на реактивном (тяжелом) топливе, плотность тяжелых топлив; аккумуляторы мини и микро БПЛА не могут аккумулировать достаточно мощности для полета на больших дальностях.

Другая уязвимость БПЛА – их значительная зависимость от линий передачи данных (отсутствие централизованного контроля). При функционировании БПЛА

линии передачи данных могут быть прерваны под воздействием внешних возмущений. В таких случаях БПЛА не могут вернуться к месту запуска.

Процесс развития боевых БПЛА разделяется на 3 этапа: 1) разработка и создание комплексов БПЛА различного назначения; 2) формирование сложных систем оружия с БПЛА; 3) создание новых систем оружия с дистанционно управляемыми БПЛА различного назначения.

Процесс разработки БПЛА начинается с построения их математической модели. По требованию заданной эффективности, в математической модели БПЛА должны полно отражаться функциональные зависимости от значений их параметров и условий эксплуатации. Из-за сложности исследований универсальные математические модели обычно не строятся. Наиболее распространенным является подход, по которому создается несколько математических моделей, отражающих разные свойства и характеристики БПЛА. При этом свойства эффективности БПЛА разделяются на две группы [8, 54]:

- Летно-технические характеристики (аэродинамические характеристики, дальность и скорость полета, форма траектории, величина промаха и др.);
- Способность сохранять требуемые летно-технические характеристики на протяжении заданного времени и при всех условиях эксплуатации.

Первую группу свойств определяют математические модели движения БПЛА, которые позволяют исследовать зависимости возможных летно-технических характеристик БПЛА от значений их параметров и условий окружающей среды.

Вторую группу свойств определяют математические модели надежности, отображающие способность БПЛА функционировать без отказов в течение требуемых сроков и условий эксплуатации.

В практике разработки БПЛА применяют такие типы математических моделей в пространстве состояний: детерминированные, модели с помощью

передаточных функций, стохастические, конечно-разностные детерминированные и стохастические.

Прототипы дозвуковых беспилотных летательных аппаратов (БПЛА)

Гипотетический БПЛА с заданными требованиями представлен на рис.1.1. Нужно определить точную модель для аэродинамических коэффициентов БПЛА.

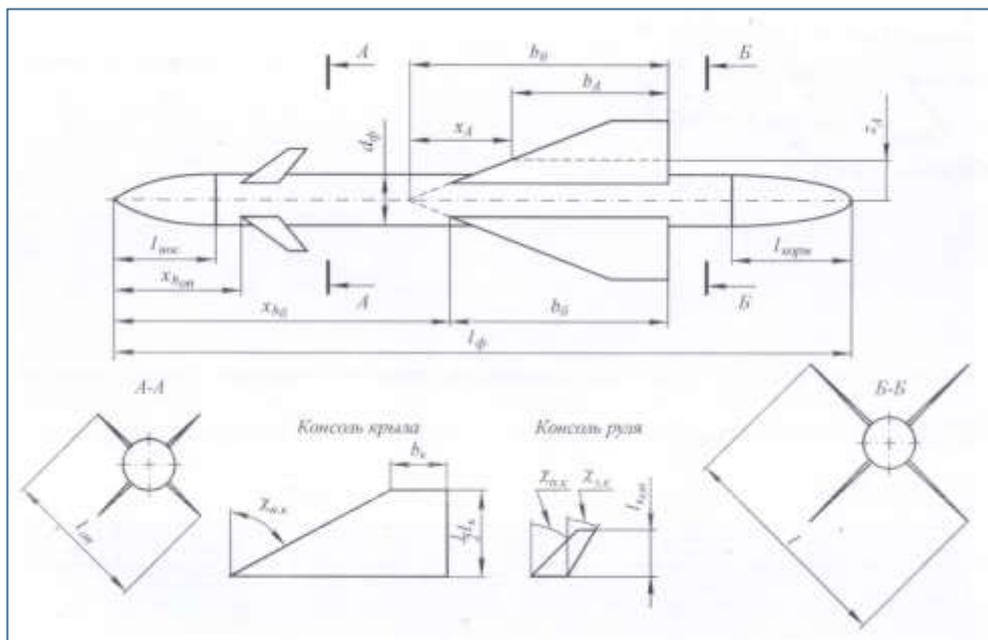


Рис.1.1. Гипотетический БПЛА с заданными требованиями

ТТХ БПЛА определены по следующим параметрам:

Длина – 4 – 6 м;

Диаметр – 0,3 – 0,5 м;

Размах крыла – 1,0 – 1,3 м;

Масса БПЛА – 500 – 800 кг;

Дальность полета – 110 – 130 км;

Стартовый двигатель – РДТТ;

Маршевый двигатель – ТРД;

Скорость полета – 0,7 – 0,9 Мах;

Масса полезной нагрузки – 120 – 150 кг;

Система управления – ИНС – АРГС.

1.2. Методы структурно-параметрического синтеза сложных технических систем в условиях неопределенности среды

Проблема структурно-параметрического синтеза БПЛА, рассматриваемая в диссертационной работе, в первую очередь, связана с выбором методов исследования параметров движения аппарата. Наиболее характерными принципами организации поиска оптимального варианта решения являются морфологические и комбинаторные принципы [3, 4]. Комбинаторный метод основан на идеях математической комбинаторики (перестановки, сочетания и размещения) для решения задачи выбора и размещения элементов некоторого конечного множества по заданным правилам. Метод включает в себя перебор комбинаторных конфигураций, алгоритмы их построения и оптимизации для определения числа конфигураций данного класса. Недостаток данного метода состоит в большой вычислительной стоимости, недостаточной точности и отсутствии возможности синтеза, что заставляет разработчика искать другие подходы к решению задачи.

Развитием математической комбинаторики явились морфологические методы (морфологический синтез) [23]. По этим методам проводится системное исследование всех допустимых вариантов решения задачи, соответствующих закономерностям строения (морфологии) объекта. Такой способ позволяет осуществить реализацию совокупности операций и учесть необычные варианты решения.

Метод морфологического анализа и синтеза был разработан в 30-х годах прошлого века швейцарским астрономом Ф. Цвики и получил большое распространение в 50-х годах прошлого века. Успешным был вклад в методологию анализа данных Половинкиным А. И., возглавлявшим комплексный научный проект по поисковому конструированию (в рамках Научного совета по проблеме «Искусственный интеллект» руководитель Д. А. Поспелов), созданный в 1974 году при президиуме АН СССР, работы В. М. Одрина, С. С. Картавова и др. [1, 34, 35, 61].

Рассматриваемый метод статистического синтеза также основан на принципах комбинаторики, но он не является простым полным перебором

вариантов. Это – эвристический метод поиска решения задачи, который использует ограниченный перебор. Конечным результатом является получение различных вариантов технического объекта и выборка методом экспертных оценок наилучшего из рациональных вариантов.

Метод морфологического исследования реализуется в два качественно различных этапа: 1) морфологический анализ - поиск цели, описание системы по исследуемому классу, т.е. решение задач поиска рациональных структур, схем и компоновок; 2) морфологический синтез - оценка описаний систем исследуемого класса и выбор тех, которые в том или ином приближении соответствуют условиям задачи. Морфологическое множество вариантов описания функциональных систем представляется морфологической таблицей (рис.1.2) [57, 61].

Функция подсистемы (Φ_i) или обобщенная подсистема (ОФПС $_i$)	Альтернативы для реализации Φ_i или ОФПС $_i$	Число способов реализации Φ_i или ОФПС $_i$
Φ_1	A_{11} A_{12} A_{13} ... A_{1K_1}	K_1
Φ_2	A_{21} A_{22} A_{23} ... A_{2K_2}	K_2
...
Φ_i	A_{i1} A_{i2} A_{i3} ... A_{iK_i}	K_i
...
Φ_L	A_{L1} A_{L2} A_{L3} ... A_{LK_L}	K_L

Рис 1.2. Морфологическая таблица

Морфологические методы являются мощным аппаратом исследования, но следует учесть их достоинства и недостатки:

1) Морфологические методы моделируют только часть знаний предметной области, относящуюся к морфологии [66].

2) Качество полученных решений существенно зависит от объема и качества информации базы данных, поэтому необходимо постоянное пополнение и обновление информации об эвристических методах, конструкторских решениях и т.п.

3) Исходные данные содержат очень большие объемы разнообразной информации. Число возможных их модификаций, число вариантов реализации сложной системы может быть неограниченным и длительным по времени. Обработка информации возможна только при использовании современных технологий.

4) Данные методы практически не решают проблему выбора наилучшего решения из числа синтезируемых. Выбор вариантов и их оценка ведется при отсутствии обобщенного показателя оптимального варианта, который, по сути, должен быть синтезирован в процессе поиска.

5) Методы требуют получения полной структуры исследуемой области и максимально точную формулировку поставленной цели, что требует хорошее знание структуры проблемы, которую, однако, сам метод не раскрывает. Необходима высокая квалификация исследователя.

6) Принципы оценки технических решений оказывают серьезное влияние на результаты выбора лучших вариантов. В связи с этим исследователь должен иметь достаточные знания для выбора подходящего метода анализа решений. Даже при наличии знаний выбор конструкции исследователь осуществляет интуитивно. Необходима высокая интуиция исследователя.

7) Своей многогранностью морфологический подход к синтезу позволяет избежать стереотипов, свойственных опытному конструктору. С одной стороны, это открывает возможности для изобретения новых решений, а с другой – приводит к созданию множества технически нереализуемых объектов.

8) Для использования морфологического синтеза должна быть проведена большая подготовительная работа. Кроме того, перебор вариантов может не привести к результату или дать очевидное решение.

9) В научных разработках практически не освещен вопрос моделирования и алгоритмизации морфологического множества и класса устройств.

10) К достоинствам морфологического метода следует отнести достаточную для подготовительных работ эффективность синтеза и анализа, а также простоту метода и его высокую автоматизацию.

Проведенный анализ позволяет сделать вывод, что методы морфологического синтеза, в основном, служат для нахождения структур проектируемых устройств на начальном этапе проектирования. Они ориентированы при проектировании в различных областях знаний, однако, сформулированные выше недостатки не позволяют использовать данные методы при моделировании сложных технических систем [67].

1.3. Анализ существующих подходов к решению задач идентификации характеристик сложных технических систем по экспериментальным данным

Одним из практических методов решения задач проектирования являются методы информационно-статистического анализа. Под статистической методологией понимается система принципов и методов их реализации, направленных на изучение количественных и качественных закономерностей, проявляющихся в структуре взаимосвязей и динамике явлений [34].

Важными составными элементами методов статистики являются статистическое наблюдение, сводка и различные виды группировок информации, применение обобщающих статистических показателей и их анализ. Для оценки параметров распределений и проверки гипотез используется дисперсионный анализ с дескриптивными программами расслоения данных. Статистический анализ более чем одной переменной использует методы многомерного статистического анализа: пошаговый дисперсионный анализ, факторный анализ, многомерный дисперсионный анализ [29, 68]. При анализе взаимосвязи между двумя и более непрерывными переменными используются методы регрессионного, корреляционного и ковариационного анализа.

По направлениям используется большое разнообразие методов современного статистического анализа данных, имеющих вероятностную природу. Суть вероятностно-статистических методов принятия решений – это использование вероятностных методов на основе оценки и проверки гипотез с помощью выборочных характеристик. Они предусматривают вероятностную интерпретацию обрабатываемых данных и статистических выводов. Методы минимизации экспериментов, статистического регулирования и т.п. непосредственно связаны с моделями оптимизации, которые рассматриваются с позицией математической статистики. Особенно важно применять статистические методы на этапе технического задания [49, 83].

Имеют место логико-алгебраические методы: методы кластерного анализа и многомерного шкалирования. Но именно вероятностно-статистические методы являются основой для практического решения всех проектно-конструкторских разработок: оценка неизвестных параметров, проверка гипотез, моделирование связи изучаемых признаков.

Статистический анализ, статистика случайных процессов и временных рядов

Большой вклад в развитие методологии статистического анализа внес Гнеденко В.В. (1912-1995). Из теоретических исследований больше всего известны его работы по предельным теоремам теории вероятностей, в том числе классическая монография о суммах независимых случайных величин, написанная совместно с А.Н. Колмогоровым, результаты о распределении крайних членов вариационного ряда и в решении задач проверки однородности двух выборок. Колмогоров А.Н. был основателем современной математической теории вероятностей и непараметрической статистики. Разработанные методы были применены для проверки согласия с полностью известным теоретическим распределением, т.е. проверки гипотез. Суть критериев Колмогорова состоит в измерении метрики между функцией эмпирического и теоретического

распределения. Данные критерии определяются видом расстояний в пространстве функций распределения [55, 62].

Статистический анализ данных состоит из процедур и алгоритмов, реализующих путем последовательной, параллельной или более сложной схем. В общем случае можно представить следующие этапы статистического анализа [2, 5, 62]:

- Формирование гипотез;
- Сбор данных;
- Первичное описание данных (расчет различных выборочных характеристик, построение корреляционных полей, различных таблиц и диаграмм и т.д.);
- Оценка характеристик и параметров распределений;
- Проверка статистических гипотез;
- Проверка соответствие полученных оценок и выводов допустимому отклонению исходных данных;
- Применение полученных статистических результатов в практических целях.

Решение многих инженерных задач при проектировании БПЛА, выполняемых с целью оптимизации характеристик объекта очень трудоемко. Оно подразумевает наличие постоянно изменяющихся входных параметров, проведение повторяющихся вычислений значений выходных параметров при одновременном варьировании входными параметрами. Результаты необходимо представлять в графическом формате [12, 16].

Таким образом, задача моделирования, расчета и автоматизации подобных исследований и представление их результатов является очень актуальной, и может быть решена только с использованием методов статистического анализа и структурно-параметрического синтеза сложных технических систем. Структурно-параметрические модели, в которых относительно легко адаптируются

инженерные расчеты, позволяют проводить данные расчеты автоматически на этапах обработки структурно-параметрических базы.

Управление БПЛА следует рассматривать как процесс воздействия, при котором система (объект управления) изменяется в интересующую исследователя сторону. Для ее поведения характерно предельность, нестационарность (изменчивость во времени) и отсутствие алгоритмического описания объекта. При этом сама система может являться подсистемой более сложной системы, и, в то же время, подсистемы данной системы и ее элементы тоже могут быть сложными объектами. При взаимодействии это множество элементов образует устойчивое сочетание — систему, которая обладает свойствами, отличными от суммы свойств, входящих в нее элементов (так называемыми системными свойствами). Системные свойства проявляются в процессе функционирования объектов, зависят от свойств элементов (подсистем), структуры и многообразия связей. Проектирование сложных систем проводится с учетом особенностей системы, ее структуры и свойств подсистем, многообразия внешних и внутренних функциональных связей, динамики их во времени, а также диалектики представлений [17].

Состояния сложной системы настраивается с помощью алгоритмов оптимизации. Для идентификации БПЛА используется модель объекта, описывающая соотношения между входными и выходными сигналами [66]. При этом понимается модель объекта как оператор, связывающий параметры состояния объекта с его значениями наблюдаемых входов [35, 39, 66].

Проектирование многих технических систем, в частности БПЛА, сталкивается с концептуальной проблемой выбора проектных решений и осуществлением синтеза.

Размечают параметрический синтез, где с помощью методов оптимизации выбирают параметры синтезируемой системы, а при структурном синтезе выбирают структуру и структурные состояния. В рамках заданной структуры

выбираются ее параметры, а совокупность структурного и параметрического синтеза есть структурно-параметрический синтез.

Большой вклад в развитие системной методологии и методов структурно-параметрического синтеза при проектировании моделей сложных систем внесли отечественные ученые: Пащенко Ф.Ф., Прангишвили И.В., Акимов С.В., Дилигенский Н. В., Ивахненко А.Г., Севастьянов П. В., Федоров В. В., Флейшман Б. С., Балык В. М., из зарубежных авторов широко известны работы Форрестера Дж. и Шеннона Р. [12, 34, 35, 66, 67].

Методы структурно-параметрического синтеза являются основой для создания программных комплексов. Примером могут служить разработки программных комплексов SWR-Технологии - модуль SolidWorks для информационной поддержки процессов технического проектирования (компания "СПРУТ-Технология"), комплексы программно-аппаратных средств для моделирования, управления и обучения операторов гибких автоматизированных химических производств (РХТУ им. Д. И. Менделеева, кафедра КИС ХТ), программные комплексы имитационного моделирования социально-технических систем и т.д. Структурно-параметрический синтез широко применяется при разработках в сфере акустических систем, систем добычи нефти, электротехнического оборудования, авиации и космонавтики и использует различные области знаний (Рис. 1.3).

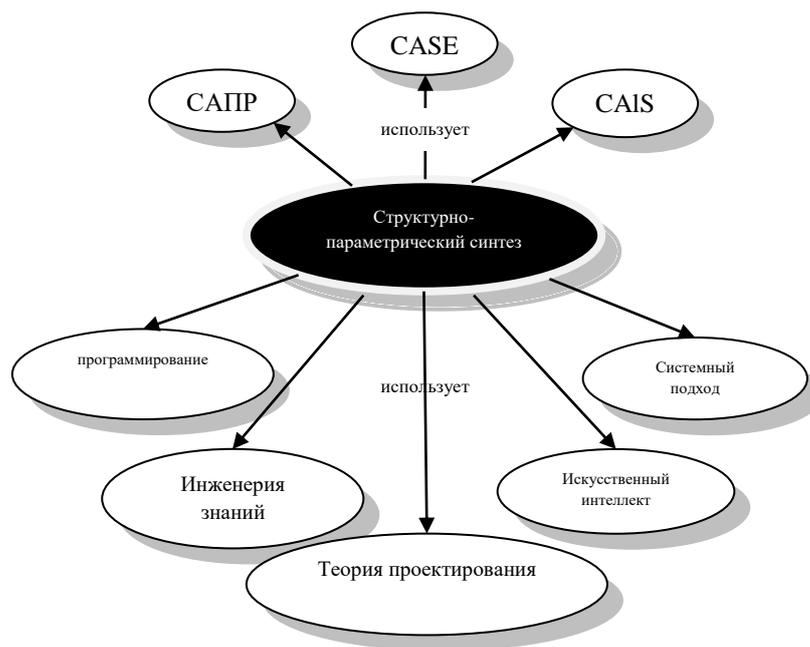


Рис 1.3. Структурно-параметрический синтез и другие области знаний.

В настоящее время существует две традиции практического анализа данных, подкрепленные двумя компьютерными программами Бентлеровская EQS (Bentler 1995, Byrne 1994) и LISREL Йоркского (Joreskog, Sorbom 1996: Kelloway 1998). Еще одна программа структурного моделирования создана на базе широко известного в России среди ученых пакета SPSS - AMOC (Arbuckle 1997; Byrne 2000) [72, 83].

Задачи структурно-параметрического синтеза решаются с помощью построения частично-формализованных моделей, так как полностью формализовать процесс структурного выбора не представляется возможным. В целом задачу структурно-параметрического синтеза сложной технической системы можно представить в виде выполнения следующей оптимизационной процедуры.

$$J^{opt} = \max_{\substack{a \in A \\ z(t) \in Z}} \max_{b \in B} J(a, z(t), b), \quad (1.1)$$

где J - принятый критерий оптимальности, a - вектор проектных параметров, A - область допустимых проектных параметров, $z(t)$ - вектор режимов движения системы, Z - область допустимых режимов движения системы, b - вектор неформальных параметров описывающих структурные состояние систем, B - область допустимых структурных состояний системы. Для данной задачи сначала проводится структурный выбор (шаг структурной оптимизации) оператор $\max J(a, z(t), b)$ и в рамках выбранной структуры проводится параметрическая оптимизация $\max_{\substack{a \in A \\ z(t) \in Z}} J(a, z(t), b^*)$ по варьируемым параметрам системы.

При наличии неконтролируемых факторов, т.е. условий неопределенности, то задача (1.1) дополняется операторами раскрытия неопределенностей. В проектных задачах обычно рассматривают два вида неопределенностей: многофакторную неопределенность (природного и/или искусственного происхождения) и многокритериальную неопределенность, связанную с принятием проектных решений, с учетом интересов одновременно всех заданных критериев оптимальности, трудно полностью формализовать. Задача (1.1) для этого случая будет иметь вид [76, 78]:

$$J^{opt} = \max_{\substack{a \in A \\ z(t) \in Z}} \max_{b \in B} \inf_{\omega \in W} opt J(a, z(t), b, \omega). \quad (1.2)$$

здесь $J(a, z(t), b, \omega)$ - векторный критерий, $opt J(.)$ - оператор, реализующий проектные оптимальные параметры, $\inf(.)$ - оператор, реализующий свертки неконтролируемых факторов (объединение или комбинирование), где ω - вектор неконтролируемых факторов, W - область возможных состояний среды.

В соответствии с принципом самоорганизации сложных систем [34, 35] структурно-параметрический выбор состава и параметров сложной технической системы позволяет выбрать новые технические решения, так как реализует

построение проектно-функциональных связей между характеристиками целевых задач и проектными параметрами технической системы.

Полученные таким образом формальные проектно-функциональные связи идентифицируются с применением различных статистических моделей [12], что позволяет сделать вывод о возможности и необходимости появления новых технических решений.

Критерии качества аэродинамических моделей БПЛА

Критерии качества аэродинамических моделей БПЛА подразделяются на две большие группы: статистические критерии, оценивающие качество восстанавливаемых аэродинамических зависимостей и физические критерии, оценивающие качество объекта проектирования (дальность полета, массовые параметры, вероятность выполнения целевой задачи и т.п.).

Основные требования, предъявляемые к статистическим критериям состоят в том, чтобы они плавно изменялись в зависимости от стоимости модели.

В целом критерии должны быть представительными, критичными (т.е. чувствительными). Представительность критерия означает возможность оценки основных целей системы.

К основным статистическими критериям относятся критерий регулярности и критерий несмещенности [12, 34, 35, 36]. Критерий несмещенности имеет вид:

$$n_{CM}^2 = \frac{\sum_{i=1}^N (J_A - J_B)_i^2}{\sum_{i=1}^N (J_T)_i^2}. \quad (1.3)$$

здесь $i = \overline{1, N}$ - объем статистической выборки, J_A - значения аппроксимирующего полинома полученного по части A статистической выборки, J_B - значения аппроксимирующего полинома полученного по части B статистической выборки, J_T - экспериментальные значения сведенные таблицу (табличные значения).

Критерий регулярности определяется:

$$\Delta^2(B) = \frac{\sum_{i=1}^{N_B} (J_T - J_M)_i^2}{\sum_{i=1}^{N_B} J_{T_i}} \quad (1.4)$$

где J_M - модельное значение аппроксимирующей функции, N_B - объем проверочной части статистической выборки.

Восстановление проектных связей по критериям (1.3) и (1.4) рассмотрено на примере восстановления связи между давлением в камере сгорания P_k , расходом топлива \dot{m} и тягой двигательной установки P . Данную связь будем восстанавливать в классе степенных полиномов.

1.4. Математическое моделирование БПЛА

При проектировании сложных технических систем обязательным этапом являются летно-конструкторские испытания. Известно, что из всех этапов разработки БПЛА этап ЛТИ является наиболее дорогостоящим и сложным и, в то же время, наиболее значимым по отношению к окончательному результату [27, 30].

Следовательно, актуальной является задача снижения объема необходимых испытаний при максимально эффективном использовании телеметрической информации. Разработка моделей и алгоритмов построения статистических зависимостей по данным ЛТИ осуществляется при корректировке и уточнении исходных моделей, которые были использованы на ранних стадиях проектирования: аэродинамические модели, модели двигательных установок и т. д. Создание новых образцов БПЛА предполагает известные отклонения от таких стандартов [22, 51].

Использование же телеметрической информации позволяет скорректировать исходные математические модели и адаптировать их к

особенностям проектируемого БПЛА. Такая адаптация осуществляется методом статистического синтеза, построенного на основе теории самоорганизации сложных систем. В конкретном применении статистический синтез может осуществляться при адаптации моделей расчета аэродинамических коэффициентов для гипотетического БПЛА. Статистические модели могут быть построены в базисе обобщенных степенных полиномов, свободные параметры которых выбираются по какому-либо критерию, например, по критерию регулярности, который требует максимального совпадения модельных значений аэродинамических коэффициентов с соответствующими данными телеметрии [12, 100].

Использование программного обеспечения с предметно- ориентированной базой данных, в которую занесены все телеметрические данные ЛКИ, позволяет осуществить статистическую выборку и произвести на этапе проектирования компьютерное моделирование функционирования БПЛА. В данной модельной задаче такая выборка может состоять из параметров БПЛА: углов отклонения управляющих органов, линейной и угловых скоростей, взятых для каждого отсчета времени, а в качестве выходной величины - соответствующий аэродинамический коэффициент. Полученные результаты дадут оценку эффективности разработанного подхода, а высокие аппроксимирующие характеристики статистических зависимостей будут являться объективным обоснованием сокращения натуральных испытаний.

Система управления БПЛА решает следующие задачи [77]:

- выдерживание заданной, постепенно изменяющейся в течение полета ориентации осей аппарата в пространстве (управление движением вокруг центра тяжести);
- выдерживание заданного направления полета и формы траектории, а также заданной величины и направления скорости полета (управление движением центра тяжести);

- выключение двигателя в тот момент, когда кинематические параметры движения центра тяжести аппарата (скорость, ее направление и координаты центра тяжести) в совокупности обеспечивают полет на заданную дальность (управление дальностью полета).

1.4.1. Траекторная модель БПЛА

Отличительными признаками траекторной модели БПЛА являются [80]:

- Отсутствие двигательной установки, следовательно, без корректировки аэродинамическими поверхностями изделие будет двигаться по траектории близкой к баллистической, с поправкой на планирование.

- Движение рассматривается в трех плоскостях $X-Y-Z$ но основная корректировка проводится в плоскости $X-Y$. Боковой маневр ограничивается из-за отсутствия движения по крену, что характерно при использовании гиросtabilизированной головки самонаведения (ГСН).

- При наведении на цель используется «метод погони». Он был выбран в виду того, что скорость цели на несколько порядков меньше скорости БПЛА и рассматриваем ее, как материальную точку.

Из допущений так же стоит отметить, что мы не учитываем инерционность перекладки рулей БПЛА, ветровые воздействия атмосферы, изменение аэродинамических коэффициентов во время полета БПЛА.

Траекторная модель БПЛА представляет собой систему следующих дифференциальных уравнений в скоростной системе координаты [25, 74]:

$$\left\{ \begin{array}{l}
 \frac{dV}{dt} = -\frac{X_s}{m} + \frac{G \sin \theta}{m}; \\
 \frac{d\theta}{dt} = -\frac{Y_s}{mV} + \frac{G \cos \theta}{mV}; \\
 \frac{d\varphi}{dt} = \frac{Z_s}{mV}; \\
 \frac{d\omega_z}{dt} = \frac{M_z}{J_m}; \\
 \frac{d\omega_y}{dt} = \frac{M_y}{J_m}; \\
 \frac{dx}{dt} = V \cos \theta \cos \varphi; \\
 \frac{dH}{dt} = V \sin \theta \cos \varphi; \\
 \frac{dz}{dt} = -V \cos \theta \sin \varphi; \\
 \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z; \\
 \frac{d\tau}{dt} = \omega_y;
 \end{array} \right. \quad (1.5)$$

где x , H , z - координаты положения изделия относительно земной системы координат, G - сила тяжести, m - масса изделия, V - скорость изделия в скоростной системе координат, θ - угол наклона траектории, φ - угол курса, τ - угол рыскания, ϑ - угол тангажа, ω_y - координата положения цели по оси Y , ω_z - скорости цели.

В систему также входят уравнения, определяющие величину аэродинамических сил X_s (сила сопротивления), Y_s (подъемная сила), Z_s (боковая сила) и аэродинамических моментов M_y и M_z :

$$\begin{cases} X_s = C_x \cdot q \cdot S, \\ Y_s = C_y \cdot q \cdot S, \\ Z_s = C_z \cdot q \cdot S, \\ M_x = m_x \cdot q \cdot S \cdot L, \\ M_y = m_y \cdot q \cdot S \cdot L, \\ M_z = m_z \cdot q \cdot S \cdot L. \end{cases} \quad (1.6)$$

где $C_x, C_y, C_z, m_x, m_y, m_z$ - аэродинамические коэффициенты, определяемые в аэродинамической модели БПЛА, q - скоростной напор, S - характерная площадь (площадь миделя в нашем случае), L - характерная длина (в нашем случае габаритная длина изделия по чертежу).

Кроме того, система уравнений (1.5) дополнена несколькими обычными алгебраическими уравнениями для обеспечения связи между параметрами полета изделия:

$$\begin{cases} q = \rho \frac{V^2}{2}; \\ \rho = \rho_0 \left(1 - \frac{H}{44308}\right)^{4,2553}; \\ \alpha = \nu - \theta; \beta = \varphi - \tau; \end{cases} \quad (1.7)$$

где α - угол атаки, β - угол скольжения, ρ_0 - плотность атмосферы на уровне моря, φ - угол тангажа.

Рассмотрим также уравнения наведения «методом погони» [79, 80]:

$$\begin{cases} F_z = \arctg\left(\frac{H - H_c}{X_c - X}\right); \\ G_z = \arctg\left(\frac{Z_c - Z}{X_c - X}\right); \\ \delta_1 = K_{\delta 1}(F_z - \theta); \\ \delta_2 = K_{\delta 2}(G_z - \varphi); \end{cases} \quad (1.8)$$

где F_z и G_z - углы пеленга на цель, δ_1 – величина угла отклонения горизонтальных рулей БПЛА, δ_2 - величина угла отклонения вертикальных рулей БПЛА, K_{δ_1} и K_{δ_2} - коэффициенты усиления. X_c , H_c , Z_c - соответствующие координаты положения цели.

1.4.2. Аэродинамическая модель БПЛА

Внешний облик аппарата определяется формой и размерами корпуса, несущих поверхностей, а также органами управления и стабилизации. Совокупность геометрических параметров определяет ту или иную аэродинамическую схему. Эти схемы различаются расположением несущих поверхностей, органов управления и стабилизации относительно корпуса аппарата. В работе принята аэродинамическая модель, где учитываются перекрестные связи между кинематическими параметрами [77, 84].

$$\dot{\omega}_z = \frac{\omega_z^{i+1} - \omega_z^{i-1}}{2h},$$

где $h=0,01c$; ω_z^{i+1} , ω_z^{i-1} - соответственно положительные и отрицательные значения угловой скорости БПЛА по оси OZ.

Коэффициенты аэродинамических моментов определяются по формулам:

$$m_x = \frac{M_x}{S_m q L}, \quad m_y = \frac{M_y}{S_m q L}, \quad m_z = \frac{M_z}{S_m q L},$$

где L - длина аппарата. С использованием рассчитанных $c_x, c_y, c_z, m_x, m_y, m_z$ формируются базовые статистические выборки.

Ниже приводится аэродинамическая модель, где перечисленные характеристики и их перекрёстные связи представлены в явном виде [12]:

$$\left\{ \begin{array}{l}
 c_x^M = c_{x_0} + r_1(\alpha^2 + \beta^2) + r_2(\delta_\theta^2 + \delta_\Psi^2) + r_3\delta_3^2 + r_4(\alpha\delta_\theta + \beta\delta_\Psi) \\
 + r_5(\alpha^2 + \beta^2) + r_6(\alpha^2\beta^2), \\
 c_y^M = c_y^\alpha\alpha + c_y^\delta\delta_\theta + c_{10}\alpha^3 + c_{11}\alpha\beta^2 + c_{12}\alpha^2\delta_\theta + c_{13}\beta^2\delta_\theta + c_{14}\alpha\beta\delta_\Psi \\
 + c_{20}\alpha\delta_3 + c_y^{\omega_z}w_z, \\
 c_z^M = -c_y^\alpha\beta - c_y^\delta\delta_\Psi - c_{10}\beta^3 - c_{11}\beta\alpha^2 - c_{12}\beta^2\delta_\Psi - c_{13}\alpha^2\delta_\Psi - c_{14}\alpha\beta\delta_\theta \\
 + c_{20}\alpha\beta + c_z^{\omega_y}w_y, \\
 m_y^M = m_z^\alpha\beta + m_z^\delta\delta_\Psi + b_{10}\beta^3 + b_{11}\beta\alpha^2 + b_{12}\beta^2\delta_\Psi + b_{13}\alpha^2\delta_\Psi + b_{14}\alpha\beta\delta_\theta \\
 + b_{20}\alpha\beta, \\
 m_z^M = m_z^\alpha\beta + m_z^\delta\delta_\Psi + b_{10}\alpha^3 + b_{11}\alpha\beta^2 + b_{12}\alpha^2\delta_\theta + b_{13}\beta^2\delta_\theta + b_{14}\alpha\beta\delta_\Psi \\
 + b_{20}\beta\delta_3,
 \end{array} \right. \quad (1.9)$$

здесь: $\delta_\theta = \frac{1}{2}(\delta_2 + \delta_4)$ - угол отклонения рулей в вертикальной плоскости;

$\delta_\Psi = \frac{1}{2}(\delta_1 + \delta_3)$ - угол отклонения рулей в горизонтальной плоскости;

$\delta_3 = \frac{1}{4}(\delta_3 - \delta_1 + \delta_4 - \delta_2)$ - угол отклонения рулей по крену, $\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4$ - углы

отклонения рулей БПЛА по траекториям движения.

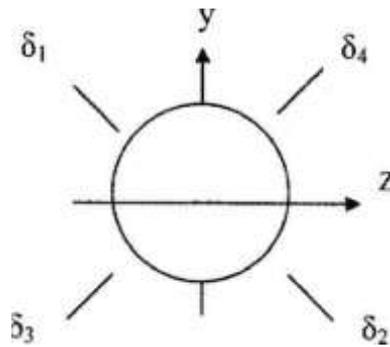


Рис.1.4. Углы отклонения рулей БПЛА по траекториям движения

Линейные параметры

$$c_{x_0}, c_x^\alpha, c_y^\delta, m_z^\alpha, m_z^\delta, r_1, r_2, r_3, r_4, r_5, r_6,$$

$c_{10}, c_{11}, c_{12}, c_{14}, c_{20}, b_{10}, b_{11}, b_{12}, b_{14}, b_{20}$ подлежат определению из условия минимума критерия регулярности. Для данной аэродинамической модели минимизация по критерию регулярности соответствует процессу структурного выбора, так как

выбор производственных аэродинамических коэффициентов $c_{x_0}, c_y^\alpha, c_y^\delta, m_z^\alpha, m_z^\delta$ показывает, какая должна быть аэродинамическая схема БПЛА, какие должны быть режимы его движения и т.п.

Качество восстанавливаемых аэродинамических зависимостей в программном комплексе оценивается по двум статистическим критериям [12]:

- критерию регулярности

$$\Delta^2(B) = \sum_{i=1}^{N_A} (J_M - J_T)_i^2 / \sum_{i=1}^{N_B} (J_T)_i^2 \Rightarrow \min ;$$

- критерию несмещённости

$$n_{CM} = \sum_{i=1}^N (J_A - J_B)_i^2 / \sum_{i=1}^N (J_T)_i^2 \Rightarrow \min .$$

Ниже приводятся критерии регулярности для всех шести аэродинамических коэффициентов:

- для задачи восстановления c_x

$$J_{c_x} = \min_{d \in D} \sum_{i=1}^N (c_x^M - c_x^T)_i^2 / \sum_{i=1}^N (c_x^T)_i^2 ;$$

- для задачи восстановления c_y

$$J_{c_y} = \min_{d \in D} \sum_{i=1}^N (c_y^M - c_y^T)_i^2 / \sum_{i=1}^N (c_y^T)_i^2 ;$$

- для задачи восстановления c_z

$$J_{c_z} = \min_{d \in D} \sum_{i=1}^N (c_z^M - c_z^T)_i^2 / \sum_{i=1}^N (c_z^T)_i^2 ;$$

- для задачи восстановления m_x

$$J_{m_x} = \min_{d \in D} \sum_{i=1}^N (m_x^M - m_x^T)_i^2 / \sum_{i=1}^N (m_x^T)_i^2;$$

- для задачи восстановления m_y

$$J_{m_y} = \min_{d \in D} \sum_{i=1}^N (m_y^M - m_y^T)_i^2 / \sum_{i=1}^N (m_y^T)_i^2;$$

- для задачи восстановления m_z

$$J_{m_z} = \min_{d \in D} \sum_{i=1}^N (m_z^M - m_z^T)_i^2 / \sum_{i=1}^N (m_z^T)_i^2;$$

здесь d - вектор варьируемых параметров, N - объем статистической выборки, $c_x^M, c_y^M, c_z^M, m_x^M, m_y^M, m_z^M$ - модельные значения аэродинамических коэффициентов, определяемые по аэродинамической модели (1.9), $c_x^T, c_y^T, c_z^T, m_x^T, m_y^T, m_z^T$ - табличные (экспериментальные) значения аэродинамических коэффициентов.

Экспериментальные значения аэродинамических коэффициентов определяются по формулам [12, 77]:

1. $C_x = \frac{n_x G}{S_m q}$, $C_y = \frac{n_y G}{S_m q}$, $C_z = \frac{n_z G}{S_m q}$, где G - вес БПЛА, S_m - площадь мидела аппарата, q - скоростной напор, n_x, n_y, n_z - перегрузки по осям x, y, z .

2. Действующие моменты M_x, M_y и M_z рассчитывается по уравнениям Эйлера:

$$\begin{cases} I_x \dot{\omega} + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z = M_x \\ I_y \dot{\omega} + (I_x - I_z) \omega_z \omega_x = M_y \\ I_z \dot{\omega} + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y = M_z, \end{cases}$$

где I_x, I_y, I_z - моменты инерции БПЛА относительно связанных осей x, y, z . Так как производные $\dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z$, непосредственно не известны, они могут быть определены конечно-разностной аппроксимацией:

$$\dot{\omega}_x = \frac{\omega_x^{i+1} - \omega_x^{i-1}}{2h},$$

$$\dot{\omega}_y = \frac{\omega_y^{i+1} - \omega_y^{i-1}}{2h},$$

$$\dot{\omega}_z = \frac{\omega_z^{i+1} - \omega_z^{i-1}}{2h},$$

где h -шаг интегрирования, $h = 0,01c$.

Таблица 1.2. Матрица корреляций для c_x и c_y

	β	δ_ψ	β^3	$\beta\alpha^2$	$\beta^2\delta_\psi$	$\alpha^2\delta_\psi$	ω_y
β	1,0000	0,0239	-0,2998	-0,8916	-0,1469	-0,0837	-0,1484
δ_ψ	0,0239	1,0000	-0,1134	0,0026	0,1076	-0,0144	-0,0748
β^3	-0,2998	-0,1134	1,0000	-0,0616	-0,3375	0,2367	0,0767
$\beta\alpha^2$	-0,8916	0,0026	-0,0616	1,0000	0,2620	0,0024	0,0940
$\beta^2\delta_\psi$	-0,1469	0,1076	-0,3375	0,2620	1,0000	-0,4627	0,0855
$\alpha^2\delta_\psi$	-0,0837	-0,0144	0,2367	0,0024	-0,4627	1,0000	-0,3686
ω_y	-0,1484	-0,0748	0,0767	0,0940	0,0855	-0,3686	1,0000

Как видно из таблицы 1.2, все коэффициенты корреляции имеют значение ниже допустимого порога в 0,8916, следовательно дальнейшее преобразование модели не производится.

Значение коэффициента детерминации для скорректированной аэродинамической модели выше 0,7, что показывает высокую функциональную связь (по шкале Чеддока) по всем аэродинамическим коэффициентам. В то же время малые значения критерия Дарбина-Уотсона показывают, что в регрессионных остатках присутствует ряд закономерностей, которые не вполне описываются аэродинамической моделью, представленной структурой. В особенности это относится к коэффициенту c_x . Структурный выбор зависимости для c_x показывает, что включение в данный полином члена вида $\beta\alpha^2$, позволяет

повысить критерий Дарбина-Уотсона, до уровня 1.4, что повышает адекватность скорректированной аэродинамической модели.

Выводы

По исследованию общей постановки задачи оценки полноты аэродинамических характеристик БПЛА по экспериментальным данным получены следующие результаты:

1. Рассмотрены методы структурно-параметрического синтеза сложных технических систем на основе критерия селекции и критерия регулярности.

2. Представлены траекторная модель БПЛА и аэродинамическая модель БПЛА по экспериментальным данным для восстановления аэродинамических зависимостей по двум статистическим критериям критерию регулярности, критерию несмещённости в решении задачи идентификации характеристик БПЛА.

3. Структура принципа оптимальности принята в аддитивной форме с учетом формализованного обоснования уровней весовых коэффициентов позволяет решить задачу минимизации функционала критериев и большой размерности вектора проектного решения d в соответствии с методикой статистического анализа структурно-параметрических проектных связей аэродинамических характеристик БПЛА.

ГЛАВА 2. МЕТОДИКА ИДЕНТИФИКАЦИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БПЛА НА ОСНОВЕ СТАТИСТИЧЕСКОЙ ОЦЕНКИ ПОЛНОТЫ МОДЕЛИ ПО ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМ ДАННЫМ

2.1. Методика статистического анализа структурно-параметрических проектных связей аэродинамических характеристик БПЛА.

Процедура разработки БПЛА сопровождается целым спектром различных условий, требований, ограничений, которым должно удовлетворять искомое проектное решение. Так, например, для БПЛА доставки полезного груза в заданную точку, помимо основного требования (критерия)-минимизации величины промаха, характерны такие требования, как равенство угла подлета к цели 90^0 , и скорость подлета к цели должна быть максимальной. В случае, если изделие находится на стадии летных испытаний и требуется максимальное совпадение аэродинамических характеристик БПЛА с экспериментальными значениями, то дополнительно необходимо минимизировать статистический критерий регулярности- $\Delta^2(B)$, который отражает степень совпадения экспериментальных данных с модельными. Любое допустимое проектное решение должно удовлетворять необходимым условиям физического и функционального существования БПЛА [31, 75, 79].

Статистический анализ структурно-параметрических проектных связей аэродинамических характеристик БПЛА сформулируется по следующей предложенной методике:

1) Совокупность требований, ограничений и критериев, предъявляемых к БПЛА по формальным признакам образует векторный критерий, имеющий следующий состав [12]:

$$J = (\rho_{\text{пром}}, (\varphi - \frac{\pi}{2})^2, V, \Delta^2(B)),$$

где $\rho_{\text{пром}}$ - промах БПЛА по атакующей цели, $\rho_{\text{пром}} \Rightarrow \min$,

$(\varphi - \frac{\pi}{2})^2$ - характеристика по углу подлета у атакующей цели, $(\varphi - \frac{\pi}{2})^2 \Rightarrow \min$

V - скорость подлета к атакующей цели, $V \Rightarrow \max$, $\Delta^2(B)$ статистический критерий регулярности $\Delta^2(B) \Rightarrow \min$.

Рассмотрим задачу формирования аэродинамической модели разрабатываемого БПЛА на основе экспериментальных данных летных испытаний. Модификация модели получена за счет обработки телеметрических данных при летном испытании, используя многие критерии и условия (многофакторные) с применением метода статистического синтеза [12].

2) Задана в линейном приближении аэродинамическая модель вида:

$$\begin{cases} c_x^M = c_{x_0} + c_x^\alpha \cdot \alpha + c_x^\beta \cdot \beta + c_x^{\omega_z} \cdot \omega_z + c_x^{\omega_y} \cdot \omega_y + c_x^{\delta_1} \cdot \delta_1 + c_x^{\delta_2} \cdot \delta_2 \\ c_y^M = c_y^\alpha \cdot \alpha + c_y^\beta \cdot \beta + c_y^{\omega_z} \cdot \omega_z + c_y^{\omega_y} \cdot \omega_y + c_y^{\delta_1} \cdot \delta_1 + c_y^{\delta_2} \cdot \delta_2 \\ c_z^M = c_z^\alpha \cdot \alpha + c_z^\beta \cdot \beta + c_z^{\omega_z} \cdot \omega_z + c_z^{\omega_y} \cdot \omega_y + c_z^{\delta_1} \cdot \delta_1 + c_z^{\delta_2} \cdot \delta_2 \\ m_z^M = m_z^\alpha \cdot \alpha + m_z^\beta \cdot \beta + m_z^{\omega_z} \cdot \omega_z + m_z^{\omega_y} \cdot \omega_y + m_z^{\delta_1} \cdot \delta_1 + m_z^{\delta_2} \cdot \delta_2 \\ m_y^M = m_y^\alpha \cdot \alpha + m_y^\beta \cdot \beta + m_y^{\omega_z} \cdot \omega_z + m_y^{\omega_y} \cdot \omega_y + m_y^{\delta_1} \cdot \delta_1 + m_y^{\delta_2} \cdot \delta_2 \end{cases} \quad (1.10)$$

3) Вектор проектного решения d состоит из аэродинамических производных и определяется в виде:

$$d = \begin{pmatrix} \frac{\partial c_x}{\partial \alpha}, \frac{\partial c_x}{\partial \beta}, \frac{\partial c_x}{\partial \omega_z}, \frac{\partial c_x}{\partial \omega_y}, \frac{\partial c_x}{\partial \delta_1}, \frac{\partial c_x}{\partial \delta_2}, \\ \frac{\partial c_y}{\partial \alpha}, \frac{\partial c_y}{\partial \beta}, \frac{\partial c_y}{\partial \omega_z}, \frac{\partial c_y}{\partial \omega_y}, \frac{\partial c_y}{\partial \delta_1}, \frac{\partial c_y}{\partial \delta_2}, \\ \frac{\partial c_z}{\partial \alpha}, \frac{\partial c_z}{\partial \beta}, \frac{\partial c_z}{\partial \omega_z}, \frac{\partial c_z}{\partial \omega_y}, \frac{\partial c_z}{\partial \delta_1}, \frac{\partial c_z}{\partial \delta_2}, \\ \frac{\partial m_z}{\partial \alpha}, \frac{\partial m_z}{\partial \beta}, \frac{\partial m_z}{\partial \omega_z}, \frac{\partial m_z}{\partial \omega_y}, \frac{\partial m_z}{\partial \delta_1}, \frac{\partial m_z}{\partial \delta_2}, \\ \frac{\partial m_y}{\partial \alpha}, \frac{\partial m_y}{\partial \beta}, \frac{\partial m_y}{\partial \omega_z}, \frac{\partial m_y}{\partial \omega_y}, \frac{\partial m_y}{\partial \delta_1}, \frac{\partial m_y}{\partial \delta_2} \end{pmatrix} \quad (1.11)$$

4) На аэродинамические производные накладываются параметрические ограничения:

$$\left\{ \begin{array}{l}
 c_{x_{\min}}^{\alpha} \leq \frac{\partial c_x}{\partial \alpha} \leq c_{x_{\max}}^{\alpha}, c_{x_{\min}}^{\beta} \leq \frac{\partial c_x}{\partial \beta} \leq c_{x_{\max}}^{\beta}, c_{x_{\min}}^{\omega_z} \leq \frac{\partial c_x}{\partial \omega_z} \leq c_{x_{\max}}^{\omega_z}, c_{x_{\min}}^{\omega_y} \leq \frac{\partial c_x}{\partial \omega_y} \leq c_{x_{\max}}^{\omega_y}, \\
 c_{x_{\min}}^{\delta_1} \leq \frac{\partial c_x}{\partial \delta_1} \leq c_{x_{\max}}^{\delta_1}, c_{x_{\min}}^{\delta_2} \leq \frac{\partial c_x}{\partial \delta_2} \leq c_{x_{\max}}^{\delta_2}, c_{y_{\min}}^{\alpha} \leq \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} \leq c_{y_{\max}}^{\alpha}, c_{y_{\min}}^{\beta} \leq \frac{\partial c_y}{\partial \beta} \leq c_{y_{\max}}^{\beta}, \\
 c_{y_{\min}}^{\omega_z} \leq \frac{\partial c_y}{\partial \omega_z} \leq c_{y_{\max}}^{\omega_z}, c_{y_{\min}}^{\omega_y} \leq \frac{\partial c_y}{\partial \omega_y} \leq c_{y_{\max}}^{\omega_y}, c_{y_{\min}}^{\delta_1} \leq \frac{\partial c_y}{\partial \delta_1} \leq c_{y_{\max}}^{\delta_1}, c_{y_{\min}}^{\delta_2} \leq \frac{\partial c_y}{\partial \delta_2} \leq c_{y_{\max}}^{\delta_2}, \\
 c_{z_{\min}}^{\alpha} \leq \frac{\partial c_z}{\partial \alpha} \leq c_{z_{\max}}^{\alpha}, c_{z_{\min}}^{\beta} \leq \frac{\partial c_z}{\partial \beta} \leq c_{z_{\max}}^{\beta}, c_{z_{\min}}^{\omega_z} \leq \frac{\partial c_z}{\partial \omega_z} \leq c_{z_{\max}}^{\omega_z}, c_{z_{\min}}^{\omega_y} \leq \frac{\partial c_z}{\partial \omega_y} \leq c_{z_{\max}}^{\omega_y}, \\
 c_{z_{\min}}^{\delta_1} \leq \frac{\partial c_z}{\partial \delta_1} \leq c_{z_{\max}}^{\delta_1}, c_{z_{\min}}^{\delta_2} \leq \frac{\partial c_z}{\partial \delta_2} \leq c_{z_{\max}}^{\delta_2}, m_{z_{\min}}^{\alpha} \leq \frac{\partial m_z}{\partial \alpha} \leq m_{z_{\max}}^{\alpha}, \\
 m_{z_{\min}}^{\beta} \leq \frac{\partial m_z}{\partial \beta} \leq m_{z_{\max}}^{\beta}, m_{z_{\min}}^{\omega_z} \leq \frac{\partial m_z}{\partial \omega_z} \leq m_{z_{\max}}^{\omega_z}, m_{z_{\min}}^{\omega_y} \leq \frac{\partial m_z}{\partial \omega_y} \leq m_{z_{\max}}^{\omega_y}, \\
 m_{z_{\min}}^{\delta_1} \leq \frac{\partial m_z}{\partial \delta_1} \leq m_{z_{\max}}^{\delta_1}, m_{z_{\min}}^{\delta_2} \leq \frac{\partial m_z}{\partial \delta_2} \leq m_{z_{\max}}^{\delta_2}, m_{y_{\min}}^{\alpha} \leq \frac{\partial m_y}{\partial \alpha} \leq m_{y_{\max}}^{\alpha}, \\
 m_{y_{\min}}^{\beta} \leq \frac{\partial m_y}{\partial \beta} \leq m_{y_{\max}}^{\beta}, m_{y_{\min}}^{\omega_z} \leq \frac{\partial m_y}{\partial \omega_z} \leq m_{y_{\max}}^{\omega_z}, m_{y_{\min}}^{\omega_y} \leq \frac{\partial m_y}{\partial \omega_y} \leq m_{y_{\max}}^{\omega_y}, \\
 m_{y_{\min}}^{\delta_1} \leq \frac{\partial m_y}{\partial \delta_1} \leq m_{y_{\max}}^{\delta_1}, m_{y_{\min}}^{\delta_2} \leq \frac{\partial m_y}{\partial \delta_2} \leq m_{y_{\max}}^{\delta_2}.
 \end{array} \right. \quad (1.12)$$

5) Задача идентификации характеристик БПЛА состоит в выборе такого проектного решения d вида (1.11), которое удовлетворяет системе функциональных ограничений [12]:

$$\left\{ \begin{array}{l}
 \rho_{\text{пром}}(d) \leq \rho_{\text{пром}}^* \\
 \varphi(d) \geq \frac{\pi}{2} - \varepsilon, \\
 V(d) \geq V^*, \\
 \Delta^2(c_x) \leq \Delta^2(c_x)^*, \\
 \Delta^2(c_y) \leq \Delta^2(c_y)^*, \\
 \Delta^2(c_z) \leq \Delta^2(c_z)^*, \\
 \Delta^2(m_y) \leq \Delta^2(m_y)^*, \\
 \Delta^2(m_z) \leq \Delta^2(m_z)^*,
 \end{array} \right. \quad (1.13)$$

где $\rho_{пром}^*, V^*, \Delta^2(c_x)^*, \Delta^2(c_y)^*, \Delta^2(c_z)^*, \Delta^2(m_y)^*, \Delta^2(m_z)^*$ - задание уровни критериальных ограничений, которые выбираются из условия обеспечения безопасных режимов движения. Здесь $\Delta^2(\bullet)$ есть критерии регулярности рассчитываемые для всех аэродинамических коэффициентов [12]:

для задачи восстановления c_x критерий имеет вид

$$J_{c_x} = \min_{d \in D} \sum_{i=0}^{1800} (c_x^M - c_x^T)_i^2 / \sum_{i=0}^{1800} (c_x^T)_i^2;$$

для задачи восстановления c_y критерий имеет вид

$$J_{c_y} = \min_{d \in D} \sum_{i=0}^{1800} (c_y^M - c_y^T)_i^2 / \sum_{i=0}^{1800} (c_y^T)_i^2;$$

для задачи восстановления c_z критерий имеет вид

$$J_{c_z} = \min_{d \in D} \sum_{i=0}^{1800} (c_z^M - c_z^T)_i^2 / \sum_{i=0}^{1800} (c_z^T)_i^2;$$

для задачи восстановления m_x критерий имеет вид

$$J_{m_x} = \min_{d \in D} \sum_{i=0}^{1800} (m_x^M - m_x^T)_i^2 / \sum_{i=0}^{1800} (m_x^T)_i^2;$$

для задачи восстановления m_y критерий имеет вид

$$J_{m_y} = \min_{d \in D} \sum_{i=0}^{1800} (m_y^M - m_y^T)_i^2 / \sum_{i=0}^{1800} (m_y^T)_i^2;$$

для задачи восстановления m_z критерий имеет вид

$$J_{m_z} = \min_{d \in D} \sum_{i=0}^{1800} (m_z^M - m_z^T)_i^2 / \sum_{i=0}^{1800} (m_z^T)_i^2.$$

здесь $N=1800$ - объем статистической выборки, сформированной по данным эксперимента.

В качестве вектора неконтролируемых факторов принимается вектор

$$\omega = (X_u, Z_u, V_u, \Psi_u).$$

б) Система функциональных ограничений (1.13) содержит девять частных критериев оптимальности:

$$J_{opt} = (\rho_{пром}, (\varphi - \frac{\pi}{2})^2, V, \Delta^2(c_x), \Delta^2(c_y), \Delta^2(c_z), \Delta^2(m_x), \Delta^2(m_y), \Delta^2(m_z)),$$

что приводит к проблеме многокритериальной оптимизации.

Для проектных задач известно множество подходов к решению многокритериальной проблемы [28, 60], однако еще отсутствует практическая реализация конструктивных способов ее решения для БПЛА.

При решении многокритериальной задачи необходимо определить правила преобразования исходных частных критериев оптимальности в один обобщенный критерий и приоритеты частных критериев оптимальности.

Рассмотрим форму аддитивного принципа оптимальности для вышеизложенного векторного критерия [12]:

$$J_1 = \min_{d \in D} \left[\alpha_1 \cdot \rho_{пром} + \alpha_2 \cdot \left(\varphi - \frac{\pi}{2} \right)^2 + \alpha_3 (V) + \alpha_4 \cdot \Delta^2(B) \right], \quad (1.14)$$

где $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4$, - весовые коэффициенты, $\alpha_i \geq 0, i = \overline{1, 4}; \sum_{i=1}^4 \alpha_i = 1$; d - вектор проектного решения; D - область допустимых решений.

Здесь существуют две полностью не формализованные субъективные операции. Первая, это сама структура принципа оптимальности в аддитивной форме; вторая, это не формализованное обоснование уровней весовых коэффициентов. Полученная задача минимизации данного функционала в вычислительном аспекте практически нереальна из-за противоречивости

входящих в функционал критериев и большой размерности вектора проектного решения d .

Область допустимых проектных решений D определяется системой параметрических ограничений:

$$d_{i_{\min}} \leq d_i \leq d_{i_{\max}}, i = \overline{1, 30}.$$

7) По найденным аэродинамическим производным восстанавливается экспериментальная аэродинамическая модель БПЛА в следующем полиномиальном базисе.

$$\left\{ \begin{array}{l} c_x = c_{x_0} + \frac{\partial c_x}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial c_x}{\partial \beta} \beta + \frac{\partial c_x}{\partial \omega_z} \omega_z + \frac{\partial c_x}{\partial \omega_y} \omega_y + \frac{\partial c_x}{\partial \delta_1} \delta_1 + \frac{\partial c_x}{\partial \delta_2} \delta_2 + \frac{\partial c_x}{\partial M} M; \\ c_y = \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial c_y}{\partial \beta} \beta + \frac{\partial c_y}{\partial \omega_z} \omega_z + \frac{\partial c_y}{\partial \omega_y} \omega_y + \frac{\partial c_y}{\partial \delta_1} \delta_1 + \frac{\partial c_y}{\partial \delta_2} \delta_2 + \frac{\partial c_y}{\partial M} M; \\ c_z = \frac{\partial c_z}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial c_z}{\partial \beta} \beta + \frac{\partial c_z}{\partial \omega_z} \omega_z + \frac{\partial c_z}{\partial \omega_y} \omega_y + \frac{\partial c_z}{\partial \delta_1} \delta_1 + \frac{\partial c_z}{\partial \delta_2} \delta_2 + \frac{\partial c_z}{\partial M} M; \\ M_y = \frac{\partial M_y}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial M_y}{\partial \beta} \beta + \frac{\partial M_y}{\partial \omega_z} \omega_z + \frac{\partial M_y}{\partial \omega_y} \omega_y + \frac{\partial M_y}{\partial \delta_1} \delta_1 + \frac{\partial M_y}{\partial \delta_2} \delta_2 + \frac{\partial M_y}{\partial M} M; \\ M_z = \frac{\partial M_z}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial M_z}{\partial \beta} \beta + \frac{\partial M_z}{\partial \omega_z} \omega_z + \frac{\partial M_z}{\partial \omega_y} \omega_y + \frac{\partial M_z}{\partial \delta_1} \delta_1 + \frac{\partial M_z}{\partial \delta_2} \delta_2 + \frac{\partial M_z}{\partial M} M; \end{array} \right. \quad (1.15)$$

Значение коэффициента момента m_x выбирается из условия движения БПЛА без крена [12]:

$$\frac{\partial m_x}{\partial \gamma} = 0 \Rightarrow \gamma^{opt} \quad (1.16)$$

На практике реальна такая ситуация, когда сформированная по статистическим критериям аэродинамическая модель БПЛА точно аппроксимирует экспериментальные данные, но при этом целевая задача не выполняется. Поэтому аэродинамическая модель БПЛА должна формироваться не только по статистическим критериям, но и по основным физическим критериям, таким как промах, угол подлета к цели, скорость подлета и т.д.

Представим векторный критерий оценки качества БПЛА в следующем составе, [12]:

$$J_2 = \alpha_1 \rho + \alpha_2 (\varphi - \pi / 2)^2 + \alpha_3 [\Delta^2(B)_{cx} + \Delta^2(B)_{cy} + \Delta^2(B)_{cz} + \Delta^2(B)_{my} + \Delta^2(B)_{mz}] + \alpha_4 \mu \quad (1.17)$$

где ρ - промах, φ - угол тангажа, α_i - весовые коэффициенты, сумма которых равняется 1, $i=1-7$, μ - мера области достижимости.

Предполагается, что задача решается в условиях действия следующих неконтролируемых факторов:

- $\omega_x = X_u$ - координата положения цели, по оси X ;
- $\omega_y = Y_u$ - координата положения цели, по оси Y ;
- $\omega_z = V_u$ - скорости цели; по оси Z .

Данные аэродинамических продувок БПЛА имеют следующий состав:

- V -скорость по оси x ;
- n_x перегрузка по оси x ;
- n_y перегрузка по оси y ;
- n_z перегрузка по оси z ;
- $\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4$ - углы отклонения рулей БПЛА по траекториям движения (рис.1.4);
- α - угол атаки;
- β - угол скольжения;
- M - число Маха.

Аэродинамические коэффициенты рассчитываются по следующим зависимостям [74, 77]:

$$C_x = \frac{n_x G}{s_m q}; \quad C_y = \frac{n_y G}{s_m q}; \quad C_z = \frac{n_z G}{s_m q}; \quad (1.18)$$

где n_x, n_y, n_z продольные перегрузки соответственно по осям x, y, z :

$$n_x = \frac{X}{G}; \quad n_y = \frac{Y}{G}; \quad n_z = \frac{Z}{G};$$

где q - скоростной напор: $q = \frac{\rho V^2}{2}$.

Для расчета коэффициентов аэродинамических моментов используем уравнения Эйлера:

$$\begin{cases} I_x \frac{d\omega_x}{dt} + (I_z - I_y)\omega_y\omega_z = M_{\Sigma_x} \\ I_y \frac{d\omega_y}{dt} + (I_x - I_z)\omega_z\omega_x = M_{\Sigma_y} \\ I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_x)\omega_y\omega_x = M_{\Sigma_z} \end{cases} \quad (1.19)$$

Производные $\frac{d\omega_x}{dt}$, $\frac{d\omega_y}{dt}$, $\frac{d\omega_z}{dt}$, - определяются по конечно-разностным формулам:

$$\omega_x^i = \frac{\omega_x^{i+1} - \omega_x^{i-1}}{2h}; \quad \omega_y^i = \frac{\omega_y^{i+1} - \omega_y^{i-1}}{2h}; \quad \omega_z^i = \frac{\omega_z^{i+1} - \omega_z^{i-1}}{2h}. \quad (1.20)$$

$h=0.01$ с- шаг по времени.

Коэффициенты аэродинамических моментов определяются по формулам:

$$m_x = \frac{M_x}{S_m q L}; \quad m_y = \frac{M_y}{S_m q L}; \quad m_z = \frac{M_z}{S_m q L}$$

Окончательный результат расчетов аэродинамических коэффициентов приведен в таблицах 1.3 - 1.8.

Таблица 1.3

№	α	β	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	M	C_y
1	-3,7963	3,128642	0,90	-0,78	2,26	-1,70	1,070162	-0 02187991
2	-4,27407	4,307654	0,50	-1,57	2,37	-2,00	1,069113	-0,00222406
3	-4,75185	4,307654	2,33	-1,40	2,23	-1,66	1,068064	0,010929926
4	-5,4716	4,307654	2,13	-1,78	2,61	-2,20	1,067014	0.015346179
5	-6,42716	4,307854	0,70	-2,03	2,17	-1,11	1,065965	0.01207385
6,	-7,14074	4,543457	-0,83	1,81	0,52	0,96	1,064916	0.00106744
7	-8,0963	4,543457	-3,79	4,97	-1,87	4,02	1,063867	-0.016613621

8	-905185	4,779259	-7,25	8,36	-4,37	7,48	1,062018	-0.036579297
.....								
.....								
5795	-4,28842	10,91012	11,10	-23,47	-10,23	5,51	0,602908	0.186114038
5796	-4,5284	11,14593	11,10	-23,35	-10,23	5,51	0,603056	0.185937626
5797	-4,5284	11,14593	11,00	-23,35	-10,23	5,51	0,603204	0.185761465
5796	-4,29259	11,14593	11,20	-23,24	-10,45	5,51	0,603352	0.182439177
5799	-4,29259	11,14593	11,20	-23,24	-10,56	5,51	0,6035	0,182266494
5800	-4,53457	10,91012	11,10	-23,13	-10,56	5,60	0,603648	0,182094056

Таблица 1.4

№	α	β	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	M	C_x
1	-3,7963	3,128642	0,90	-0,78	2,26		1,070162	0.062479785
2	-4,27407	4,307654	0,50	1,57	2,37	-2,00	1,069113	0.059600987
3	-4,75185	4,307654	2 33	-1,40	2,23	-1,66	1,068084	0.067021796
4	-5,4716	4,307654	2,13	-1,78	2,61	-2,20	1,067014	0.063279414
5	-6,42716	4,307654	0,70	-2,03	2,17	-1,11	1,065965	0.071167801
6	-7,14074	4,543457	-0,83	1,81	0,52	0,96	1,064916	0.068138853
7	-8,0963	4,543457	-3,79	4,97	-1,87	4,02	1,063067	0.071448818
8	-9,05185	4,779259	-7,25	8,36	-4,37	7,48	1,062818	0.065877218
.....								
.....								
5795	-4,28642	10,91012	11,10	-23,47	-10,23	5,51	0,602908	-0,180427247
5796	-4,5284	11,14593	11,10	-23,35	-10,23	5,51	0,603056	-0,18394005
5797	-4,5284	11,14533	11,00	-23,35	-10,23	5,51	0,603204	-0,183849917
5798	-4,29259	11,14593	11,20	-23,24	-10,45	5,51	0,603352	-0,18375985
5799	-4,29259	11,14593	11,20	-23,24	-10,56	5,51	0,6035	-0,18366985
5800	-4,53457	10,91012	11,10	-23,13	-10,56	5,60	0,603640	-0,183579915

Таблица 1.5

№	α	β	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	M	C_z
1	-3,79630	3,128642	0,90	-0,78	2,26	-1,70	1,070162	0,004490768
2	-4,27407	4,307654	0,50	-1,57	2,37	-2,00	1,069113	0,019409979
3	-4,75185	4,307654	2,33	-1,40	2,23	-1,66	1,068064	0,026343378
4	-5,4716	4,307654	2,13	-1,78	2,61	-2,20	1,067014	0,021789334
5	-6,42716	4,307654	0,70	-2,03	2,17	-1,11	1,065965	0,005679934
6	-7,14074	4,543457	-0,83	1,81	0,52	0,96	1,064916	-0,017429091
7	-8,0963	4,543457	-3,79	4,97	-1,87	4,02	1,063867	-0,048737378
8	-9,05185	4,779259	-7,25	8,36	-4,37	7,48	1,062818	-0,077848153
.....								
.....								
5795	-4,28642	10,91012	11,10	-23,47	-10,23	5,51	0,602908	-0,183849917
5796	-4,5284	11,14593	11,10	-23,35	-10,23	5,51	0,603056	-0,18375985
5797	-4,5284	11,14593	11,00	-23,35	-10,23	5,51	0,603204	-0,18366985
5798	-4,29259	11,14593	11,20	-23,24	-10,45	5,51	0,603352	-0,183579915
5799	-4,29259	11,14593	11,20	-23,24	-10,56	5,51	0,6035	-0,183490047
5800	-4,53457	10,91012	11,10	-23,13	-10,56	5,60	0,603648	-0,183400245

Таблица 1.6

№	α	β	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	M	m_x
1	-3,7963	3,128642	0,90	-0,78	2,26	-1,70	1,070162	0
2	-4,27407	4,307654	0,50	-1,57	2,37	-2,00	1,069113	0.179
3	-4,75185	4,307654	2,33	-1,40	2,23	-1,66	1,088064	0.179
4	-5,4716	4,307654	2,13	-1,78	2,61	-2,20	1,067014	0.074
5	-6,42718	4,307654	0,70	-2,03	2,17	-1,11	1,065965	0.074
6	-7,14074	4,543457	-0,83	1,81	0,52	0,96	1,064916	0.032
7	-8,0963	4,543457	-3,79	4,97	-1,87	4,02	1,063867	0
8	-9,05185	4,779259	-7,25	8,36	-4,37	7,48	1,062818	-0.01
.....								
.....								
5795	-4,28642	10,91012	11,10	-23,47	-10,23	5,51	0,602908	0.066
5796	-4,5284	11,14593	11,10	-23,35	-10,23	5,51	0,603056	0.099

5797	-4,5284	11,14593	11,00	-23,35	-10,23	5,51	0,603204	0.099
5798	-4,29259	11,14593	11,20	-23,24	-10,45	5,51	0,603352	-0.033
5799	-4,29259	11,14593	11,20	-23,24	-10,56	5,51	0,6035	0
5800	-4,53457	10,91012	11,10	-23,13	-10,56	5,60	0,603648	0.066

Таблица 1.7

№	α	B	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	M	m_y
1	-3,7963	3,128642	0,90	-0,78	2^26	-1,70	1,070162	0
2	-4,27407	4,307654	0,50	-1,57	2,37	-2,00	1,069113	3.3024006
3	-4,75185	4,307654	2,33	-1,40	2,23	-1,66	1,068064	5.9806413
4	-5,4716	4,307654	2,13	-1,78	2,61	-2,20	1,067014	6.6365504
5	-6,42716	4,307654	0,70	-2,03	2,17	-1,11	1,065965	5.6316109
6	-7,14074	4,543457	-0,83	1,81	0,52	0,96	1,064916	4.7982349
7	-8,0963	4,543457	-3,79	4,97	-1,87	4,02	1,063867	3.6926723
8	-9,05185	4,779259	-7,25	8,36	-4,37	7,48	1,062818	1,913893
.....								
.....								
5795	-4,28642	10,91012	11,10	-23,47	-10,23	5,51	0,602908	0.075447
5796	-4,5284	11,14593	11,10	-23,35	-10,23	5,51	0,603056	2.5897017
5797	-4,5284	11,14593	11,00	-23,35	-10,23	5,51	0,603204	2.5587991
5798	-4,29259	11,14593	11,20	-23,24	-10,45	5,51	0,603352	-4.964509
5799	-4,29259	11,14593	11,20	-23,24	-10,56	5,51	0,6035	-
5800	-4,53457	10,91012	11,10	-23,13	-10,56	5,60	0,603648	4.9313452

Таблица 1.8

№	α	β	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	M	m_z
1	-3.79630	3.128642	0.90	-0.78	2.26	-1.70	1.070152	0
2	-4.27407	4.307554	0.50	-1.57	2.37	-2.00	1.059113	-4.2525528
3	-4.75105	4.307554	2.33	-1.40	2.23	-1.66	1.068064	-3.7171751
4	-5.47160	4.307554	2.13	-1.78	2.51	-2.20	1.057014	-4.6326603
5	-6.42716	4.307554	0.70	-2.03	2.17	-1.11	1.055955	-1.7825865

6	-7.14074	4.543457	-0.83	1.81	0.52	0.96	1.064916	-0.6995662
7	-8.0963	4.543457	-3.79	4.97	-1.87	4.02	1.063857	-0.3795746
8	-9.05185	4.779259	-7.25	8.35	-4.37	7.48	1.052318	0.6455845
.....								
.....								
5795	-4.28642	10.91012	11.10	-23.47	-10.23	5.51	0.602908	0.0530671
5796	-4.5284	11.14593	11.10	-23.35	-10.23	5.51	0.603055	0.7164252
5797	-4.5284	11.14593	11.00	-23.35	-10.23	5.51	0.603204	1.3348662
5798	-4.29259	11.14593	11.20	-23.24	-10.45	5.51	0.603352	0.7022778
5799	-4.29259	11.14593	11.20	-23.24	-10.56	5.51	0.603500	0.8224019
5800	-4.53457	10.91012	11.10	-23.13	-10.56	5.50	0.603548	-1.6629654

2.2. Условия устойчивости проектного решения к многофакторной неопределенности

При статистическом синтезе БПЛА важным принципиальным требованием к проектным решениям является устойчивость к многофакторной неопределенности (многокритериальной, природной и целевой). Устойчивость проектного решения к действующим факторам неопределенности состоит в том, что при любом сочетании неконтролируемых факторов из заданного множества W , уровень заданных критериев оптимальности должен быть не меньше заданных критериальных ограничений [9, 28, 89]. Для рассматриваемого векторного критерия, условия устойчивости проектного решения выражаются в форме [56, 59]:

$$\exists d, \text{ чтобы } \forall \omega \in W, \rho_{\text{пром}} = (d, \omega) \leq \rho_{\text{пром}}^*, \quad \varphi(d, \omega) \geq \frac{\pi}{2} - \varepsilon, V(d, \omega) \geq$$

$$V^*, \Delta^2(B)[d, \omega] \leq \Delta^2(B)^*,$$

где $\rho_{\text{пром}}^*$, V^* , $\Delta^2(B)^*$ - заданные уровни ограничений критериев, ε - допустимая точность по углу подлета к атакующей цели.

Для математической модели сложных систем $Cd = J$, условия устойчивости определяют физическую реализуемость системы по малым возмущениям исходных данных (J), которые соответствуют большим изменениям решения. Для задач принятия проектных решений сложных систем такие возмущения исходных

данных обуславливаются многокритериальной неопределенностью (возмущения в правой части уравнения $Cd = J_\delta$ и многофакторная неопределенность, т.е. возмущение в операторе C^h). Математическая модель задачи принятия проектных решений сложных систем с учетом многокритериальной неопределенности, представляется в форме операторного уравнения вида [12, 32, 81]:

$$Cd = \begin{bmatrix} f_1 & (d) \\ f_2 & (d) \\ \dots & \dots \\ f_e & d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} J_1 \\ J_2 \\ \dots \\ J_e \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

где оператор C - определяется по статистической выборке

Здесь возмущения определяются видом принципа оптимальности и выражением правой части операторного уравнения в соответствии с принятым принципом оптимальности.

Предполагаем, что вектор проектного решения d^* удовлетворяет всем условиям физического и функционального существования разрабатываемого БПЛА по допустимым разбросам неконтролируемых факторов и принципов оптимальности

$$C^h d^* = J_\delta,$$

здесь J_δ - значения векторного критерия, вычисленного по параметрическому семейству принципов оптимальности $f_\delta[d]$, которые аппроксимируют точный принцип оптимальности $f_0[d]$ на допустимой области D в соответствии с условием устойчивости:

$$|f_0[d] - f_\delta[d]| \leq \delta \Omega[d],$$

где $\Omega[d]$ - некоторый стабилизирующий функционал; $\delta \geq 0$ - мера погрешности приближения.

Для параметрического семейства операторов C^h , аппроксимирующего невозмущенный оператор C_0 , получено неравенство:

$$\|C^h d - C_0 d\| \leq h \|d\|.$$

В данном случае вектор проектного решения d является решением задачи минимизации функционала вида:

$$f[d] = \|C^h d - J_\delta\|.$$

Рассмотрим определения устойчивости проектного решения БПЛА [12, 86, 100].

Устойчивость проектного решения БПЛА к факторам многокритериальной неопределенности

Задача принятия проектного решения сложной системы $f[d] = \|C_n d - J_n\|$ на допустимой области компромиссов $D \in \tilde{D}$, считается устойчивой к предлагаемым принципам оптимальности из Π_δ , $\Pi_\delta = \{opt J: |f_0[d] - f_\delta[d]| \leq \delta \Omega[d]\}$, $\delta \geq 0$, здесь

$$f_\delta[d] = \left\| \left[C_0^0 opt f \right] (d) - J_\delta \right\|,$$

$opt(\bullet)$ – формальное обозначение принципа оптимальности, если для любой последовательности заданных исходных данных $\{J_n\}$, удовлетворяющей условию $\|J_n - J_0\| \Rightarrow 0$ и для любой последовательности чисел $\{\varepsilon_n\}$, $\varepsilon_n > 0$, $\varepsilon_n \Rightarrow 0$ всякая последовательность векторов проектного решения $\{d_n\}$, $d_n \in \tilde{D}$, удовлетворяющих неравенствам:

$$\|C_n d_n - J_n\| - \inf_{d \in \tilde{D}} \|C_n d - J_n\| \leq \varepsilon_n,$$

является минимизирующей последовательностью исходного функционала $f_0[d]$ по форме:

$$\|C_0 d_n - J_n\| \Rightarrow \inf_{d \in \tilde{D}} \|C_0 d - J_0\|.$$

Задача принятия проектных решений сложной системы $f_h[d] = \|C^h d - J_0\|$ на областях D и W считается устойчивой по отношению к множеству неконтролируемых факторов проектных решений W , если для любых последовательностей неконтролируемых факторов проектных решений $\{\omega_n\}$, $\omega_n \in W$, удовлетворяющих условию:

$$\|C_n^h - C_0\| \Rightarrow 0,$$

и для любой последовательности чисел $\{\omega_n\}$, $\omega_n > 0$, $\omega_n \Rightarrow 0$ всякая последовательность проектных решений $\{d_n\}$, $d_n \in D$, удовлетворяющая неравенствам:

$$\|C_n^h d_n - J_0\| - \inf_{d \in \tilde{D}} \|C_n^h d - J_0\| \leq \varepsilon_n,$$

является минимизирующей последовательностью исходного функционала

$f_0[d]$ по форме:

$$\|C_0 d_n - J_0\| \Rightarrow \inf_{d \in \tilde{D}} \|C_0 d - J_0\|.$$

Для неустойчивых проектных решений (по неконтролируемым факторам, принципам оптимальности, или по всем группам факторов), требуется провести их регуляризацию. Регуляризация неустойчивых проектных решений осуществляется введением стабилизирующего функционала $\Omega[d]$ с дальнейшим решением задачи оптимизации:

$$\text{Найти } \inf_{d \in \tilde{D}} \Omega[d], \text{ при } \rho_F(Cd, J_\delta) = \delta,$$

где $D_\delta = D \cap Q_\delta$, Q_δ - множество проектных решений в допустимой области $d \in D$, удовлетворяющих условию:

$$\rho_F(Cd, J_\delta) \leq \delta.$$

Это вариационная задача на условный экстремум, которую можно решить методом неопределенных множителей Лагранжа в форме определения минимума функционала вида:

$$M^\alpha [d, J_\delta] = \rho_F^2(C_d, J_\delta) + \alpha \Omega [d],$$

где поправочный параметр α определяется по условию $\rho_F(C_d, J_\delta) = \delta$.

Для общей задачи с многокритериальной и многофакторной неопределенностями сглаживающий функционал принимает вид:

$$M_\delta [d, J_\delta, C^h] = \rho_F^2(C^h d, J_\delta) + \delta \Omega [d].$$

В данном случае операционная матрица проектных решений является сглаживающим функционалом по статистическому синтезу.

При аэродинамическом моделировании БПЛА по экспериментальным данным летных испытаний операционная матрица проектных решений является ключевым функционалом по статистическому синтезу.

Рассмотрим случай движения БПЛА без крена (производные от коэффициента m_x считаются равными нулю). Система уравнений восстанавливаемой аэродинамической модели представлена в форме:

$$\begin{cases} C_x = C_{x_0} + C_x^\alpha \cdot \alpha + C_x^\beta \cdot \beta + C_x^{\omega_z} \cdot \omega_z + C_x^{\omega_y} \cdot \omega_y + C_x^{\delta_1} \cdot \delta_1 + C_x^{\delta_2} \cdot \delta_2, \\ C_y = C_y^\alpha \cdot \alpha + C_y^\beta \cdot \beta + C_y^{\omega_z} \cdot \omega_z + C_y^{\omega_y} \cdot \omega_y + C_y^{\delta_1} \cdot \delta_1 + C_y^{\delta_2} \cdot \delta_2, \\ C_z = C_z^\alpha \cdot \alpha + C_z^\beta \cdot \beta + C_z^{\omega_z} \cdot \omega_z + C_z^{\omega_y} \cdot \omega_y + C_z^{\delta_1} \cdot \delta_1 + C_z^{\delta_2} \cdot \delta_2, \\ m_z = m_z^\alpha \cdot \alpha + m_z^\beta \cdot \beta + m_z^{\omega_z} \cdot \omega_z + m_z^{\omega_y} \cdot \omega_y + m_z^{\delta_1} \cdot \delta_1 + m_z^{\delta_2} \cdot \delta_2, \\ m_y = m_y^\alpha \cdot \alpha + m_y^\beta \cdot \beta + m_y^{\omega_z} \cdot \omega_z + m_y^{\omega_y} \cdot \omega_y + m_y^{\delta_1} \cdot \delta_1 + m_y^{\delta_2} \cdot \delta_2. \end{cases} \quad (2.2)$$

Для данной модели БПЛА неконтролируемые факторы в операционной матрице проектных решений определяются столбцом “неконтролируемые факторы”. Здесь за неконтролируемые факторы принимаются величины: $X_{Ц}$, $Z_{Ц}$ -

координаты цели по осям x и z , V_c , ψ_c - скорость и курс цели. Эти неконтролируемые факторы распределяются по формулируемым задачам распределения вероятностей. По полученным результатам моделирования испытаний определяется вероятность накрытия цели (т.е. мера области достижимости):

$$\mu = \frac{n_{уд}}{n_{\Sigma}},$$

где $n_{уд}$ - число удачных реализаций испытания (цель достигается с учетом всех краевых условий), n_{Σ} - общее число реализаций испытания.

Таким образом, получена операционная матрица проектных решений задачи аэродинамического моделирования БПЛА (Табл. 2.1) [100].

Таблица 2.1 Операционная матрица проектных решений задачи аэродинамического моделирования БПЛА

Проектное решение	Проектно-функциональные связи	Неконтролируемые факторы	Критерии, ограничения
-------------------	-------------------------------	--------------------------	-----------------------

$\left(\begin{array}{c} C_{x_0}, C_x^\alpha, C_x^\beta, C_x^{\omega_z}, C_x^{\delta_1}, C_x^{\delta_2} \\ C_y^\alpha, C_y^\beta, C_y^{\omega_z}, C_y^{\delta_1}, C_y^{\delta_2}, C_z^\alpha, \\ C_z^\beta, C_z^{\omega_z}, C_z^{\delta_1}, C_z^{\delta_2}, m_z^\alpha, m_z^\beta, \\ m_z^{\omega_z}, m_z^{\omega_y}, m_z^{\delta_1}, m_z^{\delta_2}, m_y^\alpha, m_y^\beta, \\ m_y^{\omega_z}, m_y^{\omega_y}, m_y^{\delta_1}, m_y^{\delta_2} \end{array} \right)_1$	$\left(\begin{array}{c} C_x, C_y, C_z \\ m_x, m_y, m_z \end{array} \right)_1$	$\left(X_y, Z_y, V_y, \Psi_y \right)_{1,1}$	$\left(\begin{array}{c} V, \Delta^2(B) \\ \varphi_{под}, \rho_{пром} \end{array} \right)_1$
.....
$\left(\begin{array}{c} C_{x_0}, C_x^\alpha, C_x^\beta, C_x^{\omega_z}, C_x^{\delta_1}, C_x^{\delta_2} \\ C_y^\alpha, C_y^\beta, C_y^{\omega_z}, C_y^{\delta_1}, C_y^{\delta_2}, C_z^\alpha, \\ C_z^\beta, C_z^{\omega_z}, C_z^{\delta_1}, C_z^{\delta_2}, m_z^\alpha, m_z^\beta, \\ m_z^{\omega_z}, m_z^{\omega_y}, m_z^{\delta_1}, m_z^{\delta_2}, m_y^\alpha, m_y^\beta, \\ m_y^{\omega_z}, m_y^{\omega_y}, m_y^{\delta_1}, m_y^{\delta_2} \end{array} \right)_2$	$\left(\begin{array}{c} C_x, C_y, C_z \\ m_x, m_y, m_z \end{array} \right)_2$	$\left(X_y, Z_y, V_y, \Psi_y \right)_{2,1}$	$\left(\begin{array}{c} V, \Delta^2(B) \\ \varphi_{под}, \rho_{пром} \end{array} \right)_2$
.....
$\left(\begin{array}{c} C_{x_0}, C_x^\alpha, C_x^\beta, C_x^{\omega_z}, C_x^{\delta_1}, C_x^{\delta_2} \\ C_y^\alpha, C_y^\beta, C_y^{\omega_z}, C_y^{\delta_1}, C_y^{\delta_2}, C_z^\alpha, \\ C_z^\beta, C_z^{\omega_z}, C_z^{\delta_1}, C_z^{\delta_2}, m_z^\alpha, m_z^\beta, \\ m_z^{\omega_z}, m_z^{\omega_y}, m_z^{\delta_1}, m_z^{\delta_2}, m_y^\alpha, m_y^\beta, \\ m_y^{\omega_z}, m_y^{\omega_y}, m_y^{\delta_1}, m_y^{\delta_2} \end{array} \right)_N$	$\left(\begin{array}{c} C_x, C_y, C_z \\ m_x, m_y, m_z \end{array} \right)_N$	$\left(X_y, Z_y, V_y, \Psi_y \right)_{N,1}$	$\left(\begin{array}{c} V, \Delta^2(B) \\ \varphi_{под}, \rho_{пром} \end{array} \right)_N$

Приведенная операционная матрица решений является исходной статистической выборкой для принятия рационального проектного решения в условиях многокритериальной и многофакторной неопределенностей. С этой целью над операционной матрицей решений проводится последовательность преобразований с применением, так называемых операций редукции и инверсии.

2.2 Методика идентификации аэродинамических характеристик БПЛА на основе статистической оценки полноты модели по экспериментальным данным

По полученной операционной матрице проектных решений БПЛА видна многокритериальная неопределенность из-за оценки проектного решения БПЛА по векторному критерию (Таблиц. 2.1).

Получена операционная матрица с одномерным проектным параметром (Таб. 2.2).

Таблица 2.2. Операционная матрица с одномерным проектным параметром

Критерии, ограничения	Проектный параметр
$(V, \Delta^2(B), \varphi_{под}, \rho_{пром})_1$	$(C_{x_1}^\alpha)_1$
$(V, \Delta^2(B), \varphi_{под}, \rho_{пром})_2$	$(C_{x_2}^\alpha)_2$
.....	...
$(V, \Delta^2(B), \varphi_{под}, \rho_{пром})_N$	$(C_{x_N}^\alpha)_N$

. . .

Критерии, ограничения	Проектный параметр
$(V, \Delta^2(B), \varphi_{под}, \rho_{пром})_1$	$m_{y_1}^{\delta_1}$
$(V, \Delta^2(B), \varphi_{под}, \rho_{пром})_2$	$m_{y_2}^{\delta_2}$
.....	...
$(V, \Delta^2(B), \varphi_{под}, \rho_{пром})_N$	$m_{y_N}^{\delta_N}$

Инверсно преобразуем исходную операционную матрицу проектных решений по обращению статистической выборки (столбцы входных и выходных данных меняются местами), получена инверсная операционная матрица проектных решений вида (Таблиц 2.3.).

Таблица 2.3. Инверсная операционная матрица проектных решений

Проектное решение	Проектно-функциональные связи	Неконтролируемые факторы	Критерии, ограничения

$\begin{pmatrix} V, \Delta^2(B), \\ \varphi_{\text{под}}, \rho_{\text{пром}} \end{pmatrix}_1$	$\begin{pmatrix} C_x, C_y, C_z, \\ m_x, m_y, m_z \end{pmatrix}_1$	$\begin{pmatrix} X_y, Z_y, V_y, \Psi_y \end{pmatrix}_{1,1}$ $\begin{pmatrix} X_y, Z_y, V_y, \Psi_y \end{pmatrix}_{1,S}$	$\begin{pmatrix} C_{x_0}, C_x^\alpha, C_x^\beta, C_x^{\omega_z}, C_x^{\delta_1}, C_x^{\delta_2} \\ C_y^\alpha, C_y^\beta, C_y^{\omega_z}, C_y^{\delta_1}, C_y^{\delta_2}, C_z^\alpha, \\ C_z^\beta, C_z^{\omega_z}, C_z^{\delta_1}, C_z^{\delta_2}, m_z^\alpha, m_z^\beta, \\ m_z^{\omega_z}, m_z^{\omega_y}, m_z^{\delta_1}, m_z^{\delta_2}, m_y^\alpha, m_y^\beta, \\ m_y^{\omega_z}, m_y^{\omega_y}, m_y^{\delta_1}, m_y^{\delta_2} \end{pmatrix}_1$
$\begin{pmatrix} V, \Delta^2(B), \\ \varphi_{\text{под}}, \rho_{\text{пром}} \end{pmatrix}_2$ $\begin{pmatrix} C_x, C_y, C_z, \\ m_x, m_y, m_z \end{pmatrix}_2$ $\begin{pmatrix} X_y, Z_y, V_y, \Psi_y \end{pmatrix}_{2,1}$ $\begin{pmatrix} C_{x_0}, C_x^\alpha, C_x^\beta, C_x^{\omega_z}, C_x^{\delta_1}, C_x^{\delta_2} \\ C_y^\alpha, C_y^\beta, C_y^{\omega_z}, C_y^{\delta_1}, C_y^{\delta_2}, C_z^\alpha, \\ C_z^\beta, C_z^{\omega_z}, C_z^{\delta_1}, C_z^{\delta_2}, m_z^\alpha, m_z^\beta, \\ m_z^{\omega_z}, m_z^{\omega_y}, m_z^{\delta_1}, m_z^{\delta_2}, m_y^\alpha, m_y^\beta, \\ m_y^{\omega_z}, m_y^{\omega_y}, m_y^{\delta_1}, m_y^{\delta_2} \end{pmatrix}_2$
$\begin{pmatrix} V, \Delta^2(B), \\ \varphi_{\text{под}}, \rho_{\text{пром}} \end{pmatrix}_N$ $\begin{pmatrix} C_x, C_y, C_z, \\ m_x, m_y, m_z \end{pmatrix}_N$ $\begin{pmatrix} X_y, Z_y, V_y, \Psi_y \end{pmatrix}_{N,1}$ $\begin{pmatrix} X_y, Z_y, V_y, \Psi_y \end{pmatrix}_{N,S}$ $\begin{pmatrix} C_{x_0}, C_x^\alpha, C_x^\beta, C_x^{\omega_z}, C_x^{\delta_1}, C_x^{\delta_2} \\ C_y^\alpha, C_y^\beta, C_y^{\omega_z}, C_y^{\delta_1}, C_y^{\delta_2}, C_z^\alpha, \\ C_z^\beta, C_z^{\omega_z}, C_z^{\delta_1}, C_z^{\delta_2}, m_z^\alpha, m_z^\beta, \\ m_z^{\omega_z}, m_z^{\omega_y}, m_z^{\delta_1}, m_z^{\delta_2}, m_y^\alpha, m_y^\beta, \\ m_y^{\omega_z}, m_y^{\omega_y}, m_y^{\delta_1}, m_y^{\delta_2} \end{pmatrix}_N$

Теперь средствами статистического синтеза можно восстановить проектно-функциональные связи между проектными параметрами и критериальными оценками, например, в классе степенных полиномов [12].

$$\left\{ \begin{array}{l} C_{x_0} = \sum_{i=1}^{m_1} C_{i_1} \cdot V^{s_1} \cdot \Delta^2(B)^{s_2} \cdot \varphi_{\text{под}}^{s_3} \cdot \rho_{\text{пром}}^{s_4}, \\ C_{x_1} = \sum_{i=1}^{m_2} C_{i_2} \cdot V^{s_5} \cdot \Delta^2(B)^{s_6} \cdot \varphi_{\text{под}}^{s_7} \cdot \rho_{\text{пром}}^{s_8}, \\ \dots \\ m_y^{\delta_2} = \sum_{i=1}^{m_{31}} C_{i_{31}} \cdot V^{s_{179}} \cdot \Delta^2(B)^{s_{180}} \cdot \varphi_{\text{под}}^{s_{181}} \cdot \rho_{\text{пром}}^{s_{182}}, \end{array} \right. \quad (2.3)$$

Весьма универсальным является представление проектных параметров в виде гармонических полиномов:

$$d_i = \frac{a_0}{2} + \sum_{i=1}^m [a_i \cos(\omega_i \cdot J) + b_i \sin(\omega_i \cdot J)], i = \overline{1, n},$$

где d_i - значение i -ого проектного параметра, a_0 - среднее значение аргумента, m - число рассматриваемых гармоник, J - критериальная оценка, a_i, b_i - коэффициенты Фурье, ω_i - частота.

В методе модификации проектного решения выбираются не только проектные параметры, в данном случае $C_{x_0}, C_x^\alpha, C_x^\beta, \dots, m_y^{\delta_2}$, но и структура аэродинамической модели, т.е. данный метод реализует структурно-параметрический выбор. Для этого, общего случая, коэффициенты аэродинамической модели необходимо представить в виде следующего полинома:

$$P_k = \sum_{i=0}^k c_i \sum_{j=1}^r \alpha^{s_{1,j}} \beta^{s_{2,j}} \omega_z^{s_{3,j}} \omega_y^{s_{4,j}} \delta_1^{s_{5,j}} \delta_2^{s_{6,j}}, k = \overline{1, 5}, .$$

здесь $P_1 = c_x, P_2 = c_y, P_3 = c_z, P_4 = m_z, P_5 = m_y$; параметры $r, s_{1,j}, s_{2,j}, s_{3,j}, s_{4,j}, s_{5,j}, s_{6,j} \dots$ являются объектом выбора. Например, если $r = 2, k = 1$ и $j = 1, s_{1,j} = 1, s_{2,j} = 0, s_{3,j} = 0, \alpha_{4,j} = 0, s_{5,j} = 1, s_{6,j} = 0$
 $j = 2, s_{1,j} = \alpha_{3,j} = 0, s_{2,j} = 1, s_{4,j} = 1, s_{5,j} = 0, s_{6,j} = 1$

То это будет шестой член в разложении для C_x , такой же как и в $c_6(\alpha \cdot \delta_1 + \beta \cdot \delta_2)$.

Модель структурно-параметрической аппроксимации строится исходя из требования, чтобы все известные аппроксимирующие полиномы (степенные полиномы, экспоненциальные ряды, дробно-рациональные функции, ряды Фурье и т.д.) являлись частными случаями рассматриваемой модели:

$$J_M(m_1, n_1, m_2, n_2, m_3, n_3, x_{ij}, y_{ij}, g, a) = \sum_{k=1}^{m_1} \prod_{s=1}^{n_1} \left[\frac{\sum_{i=1}^{m_1} \prod_{j=1}^{n_2} \beta_{ij} \varphi_{ij}(x_{ij})}{\sum_{i=1}^{m_3} \prod_{j=1}^{n_3} \gamma_{ij} \psi_{ij}(y_{ij})} \right]_{k,s} \quad (2.4)$$

Здесь β_{ij} и γ_{ij} – численные коэффициенты, являющихся объектом выбора в заданных пределах:

$$\beta_{ij \min} \leq \beta_{ij} \leq \beta_{ij \max}$$

$$\gamma_{ij \min} \leq \gamma_{ij} \leq \gamma_{ij \max}, i = \overline{1, m_2}; j = \overline{1, n_2}$$

Функции $\varphi_{ij}(x_{ij})$ и $\psi_{ij}(y_{ij})$ так называемые индикаторные функции, которые принимают свои значения из базы данных элементарных функций в соответствии со значениями целочисленных аргументов x_{ij}, y_{ij} .

Например, может быть принято следующее соответствие:

$$\begin{aligned} \varphi(1) &= \ln(\varphi(x)), \quad \varphi(2) = e^{\varphi(x)}, \quad \varphi(3) = c^{\varphi(x)}, \quad \varphi(4) = \ln(\varphi(x)), \\ \varphi(5) &= \cos(\varphi(x)), \quad \varphi(6) = x, \quad \varphi(7) = c_0 + c_1\varphi(x) + c_2\varphi^2(x), \\ \varphi(8) &= \text{const}, \quad \varphi(9) = \alpha\varphi(x). \end{aligned}$$

Пусть по (2.4) задаем $n_2 = 2, m_2 = 2$ (двумерная задача), тогда имеет место следующее разложение:

$$\sum_{i=1}^{m_2} \prod_{j=1}^{n_2} \beta_{ij} \varphi_{ij}(x_{ij}) = \beta_{11} \varphi_{11}(x_{11}) \beta_{12} \varphi_{12}(x_{12}) + \beta_{21} \varphi_{21}(x_{21}) \beta_{22} \varphi_{22}(x_{22}).$$

Пусть число вложенных операций q равно 2 и пусть реализована следующая ситуация:

- первая итерация $q=1$ и $x_{11} = 4, x_{12} = 2, x_{21} = 5, x_{22} = 4$, тогда

$$\sum_{i=1}^2 \prod_{j=1}^2 \beta_{ij} \varphi_{ij}(x_{ij}) = \beta_{11} \ln(\ln a_1) \beta_{12} e^{c^{a_1}} + \beta_{21} \cos(\ln a_2) \beta_{22} \ln a_2$$

- вторая итерация $q = 2$, и $x_{11} = 1, x_{12} = 3, x_{21} = 4, x_{22} = 6$, тогда

$$\sum_{i=1}^2 \prod_{j=1}^2 \beta_{ij} \varphi_{ij}(x_{ij}) = \beta_{11} \sin(\ln(a_1)) \beta_{12} e^{c^{a_1}} + \beta_{21} \cos(\sin(a_2)) \beta_{22} \sin(a_2)$$

При $q = 2$ процесс формирования числителя из (2.4) окончен и индикаторные переменные заменяются на аргументы a_1 и a_2 аппроксимирующей задачи.

Функции $\varphi_{ij}(y_{ij})$ и $\psi_{ij}(x_{ij})$ строятся по принципу вложенных операторов, где число итераций равно n_2 и n_3 соответственно. При $j > n_2$ или $j > n_3$ целочисленный аргумент заменяется на параметр a аппроксимирующей модели [70].

Индексы $m_1, n_1, m_2, n_2, m_3, n_3$, а также целочисленные аргументы x_{ij} и y_{ij} и например q являются варьируемыми параметрами, которые выбираются из условия минимума критерия регулярности. Таким образом, структура восстанавливаемой зависимости (2.4) определяется из решения следующей оптимизационной задачи:

$$\Delta_B^2 = \min_{\left\{ \begin{array}{l} m_1, n_1, m_2, n_2 \\ m_3, n_3, x_{ij} \\ y_{ij}, g, a \end{array} \right\}} \frac{\sum_{i=1}^{N_B} (J_M(m_1, n_1, m_2, n_2, m_3, n_3, x_{ij}, y_{ij}, g, a) - J_T)_i^2}{\sum_{i=1}^{N_B} (J_T)_i^2} \quad (2.5)$$

Частными случаями критерия (2.5) являются критерии регулярности для аэродинамических коэффициентов $C_x, C_y, C_z, m_x, m_y, m_z$, так, например, критерий регулярности для коэффициента c_x имеет вид [12].

$$\Delta^2(C_x) = \min_{d_1 \in D} \frac{\sum_{i=1}^{N_B} [C_x^M(d_1) - C_x^T]_i^2}{\sum_{i=1}^{N_B} (C_x^T)_i^2},$$

где $d_1 = (m_1, n_1, m_2, n_2, m_3, n_3, x_{ij}, y_{ij}, g, a)$, $C_x^M(d_1)$ - модельное значение C_x по вектору проектного решения, C_x^T - табличное (экспериментальное) значение коэффициента C_x . Все аргументы восстанавливаемой зависимости для C_x (т.е. углы отклонения рулей $\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4$, угловые скорости $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, число Маха M , угол атаки и скольжения α, β) составляют вектор параметров a .

Оценка полноты экспериментальной (аппроксимирующей) модели осуществляется по критериям детерминации и Дарбина-Уотсона. В содержательном аспекте эти критерии показывают насколько построенная аппроксимирующая модель объясняет закономерности содержащиеся в статистической выборке.

Формула для вычисления коэффициента детерминации имеет вид [6, 7]:

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^N (J_T - J_M)_i^2}{\sum_{i=1}^N (J_T - \bar{J})_i^2},$$

где \bar{J} - среднее значение зависимой переменной.

Равенство коэффициента детерминации единице означает, что аппроксимирующая модель отражает функциональную связь данных представленных в табличной форме.

Критерий Дарбина-Уотсона (*DW*-критерий) - статистический критерий, используемый для нахождения автокорреляции остатков первого порядка аппроксимирующей модели. Критерий имеет вид [6, 7]:

$$DW = \frac{\sum_{i=2}^N (\varepsilon_i - \varepsilon_{i-1})^2}{\sum_{i=2}^N \varepsilon_i^2},$$

где $\varepsilon_i = J_{T_i} - J_{M_i}$ остатки регрессии.

Если аппроксимирующая модель J_M удовлетворительно описывает истинную зависимость между y и x , то остатки первого порядка аппроксимирующей модели ε должны подчиняться нормально распределённому закону с нулевым средним ($m_\varepsilon = 0$), и значения ε не имеют тренда.

При отсутствии автокорреляции ошибок в модели, значение критерия $DW = 2$. При положительной автокорреляции ошибок в модели значение критерия DW стремится к нулю. При отрицательной автокорреляции ошибок в модели значение критерия DW стремится к нулю, а при отрицательной к 4 [6, 7].

В общем случае введены два дополнительных критерия минимизации количества испытаний БПЛА:

$$\left\{ \begin{array}{l} J_D = \min_{\substack{m_1, n_1, m_2, n_2 \\ m_3, n_3, x_{ij}, \\ y_{ij}, g, a}} (R^2 - 1)^2 \\ J_{DW} = \min_{\substack{m_1, n_1, m_2, n_2 \\ m_3, n_3, x_{ij}, \\ y_{ij}, g, a}} (DW - 2)^2 \end{array} \right.$$

Численный анализ полноты экспериментальной аэродинамической модели проводился для трёх аэродинамических коэффициентов: C_x , C_y и m_y . Качество аппроксимирующей модели оценивалось по следующим статистическим критериям:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta^2(C_x) \Rightarrow \min, \\ \Delta^2(C_y) \Rightarrow \min, \Delta^2(C_z) \Rightarrow \min, \\ \Delta^2(m_x) \Rightarrow \min, \Delta^2(m_y) \Rightarrow \min, \\ \Delta^2(m_z) \Rightarrow \min, \\ D = (R^2 - 1)^2 \Rightarrow \min, \\ DW = (D - 2)^2 \Rightarrow \min. \end{array} \right. \quad (2.6)$$

Таким образом, исходная задача является многокритериальной и для её решения применялся аддитивный принцип оптимальности. Аппроксимирующие модели последовательно строятся для $C_x, C_y, C_z, m_x, m_y, m_z$ в двух этапах. На первом этапе строится оптимальная по критериям (2.6) аппроксимирующая модель. На втором этапе проводится структурный анализ полученной модели.

Структурный анализ проводится с помощью матрицы корреляций, где выявляются наиболее коррелированные член модели, с дальнейшим их сокращением. Уровень критической коррелированности был принят равным 0.6.

Выводы

Анализ методов статистического синтеза для оценки полноты аэродинамических характеристик БПЛА в условиях неопределенности среды приводится к следующим выводам:

1. Показано, что задача определения устойчивости проектного решения к многокритериальной неопределенности является вариационной задачей на условный экстремум, для решения которой используется метод неопределенных множителей Лагранжа;
2. Показано, что операционная матрица проектных решений является сглаживающим функционалом по статистическому синтезу неконтролируемых факторов при аэродинамическом моделировании БПЛА по экспериментальным данным летных испытаний;
3. Проектно-функциональные связи между проектными параметрами и критериальными оценками предложено восстанавливать средствами статистического синтеза. При этом оценка полноты экспериментальной (аппроксимирующей) модели осуществляется по критериям детерминации и Дарбина-Уотсона.

**ГЛАВА 3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ
СТАТИСТИЧЕСКИХ ОЦЕНОК ПОЛНОТЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ
ХАРАКТЕРИСТИК БПЛА В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ СРЕДЫ
ПО ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМ ДАННЫМ**

**3.1. Модельная задача статистических оценок полноты
аэродинамических характеристик БПЛА по экспериментальным данным**

Аэродинамическая модель БПЛА восстанавливается по экспериментальным данным в классе линейных полиномов [85]:

$$\left\{ \begin{array}{l} C_x^M = C_{x0} + C_{11}(\alpha^2 + \beta^2) + C_{12}(\delta_1^2 + \delta_2^2) + C_{13} \cdot 0 + C_{14}(\alpha\delta_1 + \beta\delta_2) + \\ \quad + C_{15}(\alpha^4 + \beta^4) + C_{16}(\alpha^2\beta^2) \\ C_y^M = c_{21}\alpha + C_{22}\delta_1 + C_{23}\alpha^3 + C_{24}\alpha\beta^2 + C_{25}\alpha^2\delta_1 + \\ \quad + C_{26}(\beta^2\delta_1) + C_{27}(\alpha\beta\delta^2) + C_{28} \cdot 0 + C_{29}\omega_z \\ C_z^M = -C_{21}\beta - C_{22}\delta_2 + C_{23}\beta^3 - C_{24}\beta\alpha^2 - C_{25}\beta^2\delta_2 - \\ \quad - C_{26}(\alpha^2\delta_2) - C_{27}(\alpha\beta\delta_1) - C_{28} \cdot 0 - C_{29}\omega_y \\ m_z^M = C_{31}\alpha + C_{32}\delta_1 + C_{33}\alpha^3 + C_{34}\alpha\beta^3 + C_{35}\alpha^2\delta_1 + C_{36}\beta^2\delta_1 + \\ \quad + C_{37}\alpha\beta\delta_2 - C_{38} \cdot 0 + C_{39}\omega_y \\ m_y^M = C_{31}\beta + C_{32}\delta_2 + C_{33}\beta^3 + C_{34}\beta\alpha^3 + C_{35}\beta^2\delta_2 + C_{36}\alpha^2\delta_2 + \\ \quad + C_{37}\alpha\beta\delta_1 + C_{38} \cdot \alpha \cdot 0 + C_{39}\omega_z \end{array} \right. \quad (3.1)$$

При этом аэродинамическое качество определяется отношением $K = \frac{c_y}{c_x}$ и

$$\text{аэродинамические силы и моменты определены: } \left\{ \begin{array}{l} X = c_x q S_M \\ Y = c_y q S \\ Z = c_z q S \\ M_z = m_x q S L \\ M_y = m_y q S L \end{array} \right. .$$

Здесь приняты следующие обозначения:

q - скоростной напор,

α - угол атаки, Alfa,

β - угол скольжения, Beta,

δ_1 - угол скольжения горизонтальных рулей, del1,

δ_2 - угол скольжения горизонтальных рулей, del2,

ω_y - угловая скорость по оси y,

ω_z - угловая скорость по оси z,

$$d = \left\{ \begin{array}{l} C_{11}, C_{12}, C_{13}, C_{14}, C_{15}, C_{16}, C_{21}, C_{22}, C_{23}, C_{24}, C_{25}, C_{26}, C_{27}, C_{28}, C_{29}, \\ C_{31}, C_{32}, C_{33}, C_{34}, C_{35}, C_{36}, C_{37}, C_{38}, C_{39}, Kd(1), Kd(2) \end{array} \right\}, \quad (3.2) \quad - \text{ вектор}$$

проектных решений,

$C_{11}, \dots, C_{16}, C_{21}, \dots, C_{26}, C_{27}, C_{28}, C_{29}, C_{31}, \dots, C_{39}$ - аэродинамические производные, они есть варьируемые параметры [12, 77, 79] и определены выражениями:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial C_x}{\partial(\alpha^2 + \beta^2)} = C_{11}, \quad \frac{\partial C_x}{\partial(\delta_1^2 + \delta_2^2)} = C_{12}, \quad \frac{\partial C_x}{\partial(\alpha\delta_1^2 + \alpha\delta_2^2)} = C_{14}, \\ \frac{\partial C_x}{\partial(\alpha^4 + \beta^4)} = C_{15}, \quad \frac{\partial C_x}{\partial(\alpha^2\beta^2)} = C_{16}, \quad \frac{\partial C_y}{\partial\alpha} = C_{21}, \quad \frac{\partial C_y}{\partial\delta_1} = C_{22}, \quad \frac{\partial C_y}{\partial\alpha^3} = C_{23}, \\ \frac{\partial C_y}{\partial\alpha\beta^2} = C_{24}, \quad \frac{\partial C_y}{\partial\alpha\delta_1} = C_{25}, \quad \frac{\partial C_y}{\partial\beta^2\delta_1} = C_{26}, \quad \frac{\partial C_y}{\partial\alpha\beta\delta^2} = C_{27}, \quad \frac{\partial C_y}{\partial\omega_z} = C_{29}, \\ \frac{\partial C_z}{\partial\alpha\beta} = -C_{21}, \quad \frac{\partial C_z}{\partial\delta_2} = -C_{22}, \quad \frac{\partial C_z}{\partial\beta} = -C_{23}, \quad \frac{\partial C_z}{\partial\beta\alpha^2} = -C_{24}, \quad \frac{\partial C_z}{\partial\beta^2\delta_2} = C_{25}, \\ \frac{\partial C_z}{\partial\alpha\delta_2} = -C_{26}, \quad \frac{\partial C_z}{\partial\alpha\beta\delta_1} = -C_{27}, \quad \frac{\partial C_z}{\partial\omega_y} = -C_{29}, \quad \frac{\partial m_z}{\partial\alpha} = C_{31}, \quad \frac{\partial m_z}{\partial\delta_1} = C_{32}, \\ \frac{\partial m_z}{\partial\alpha^3} = C_{33}, \quad \frac{\partial m_z}{\partial\alpha\beta} = C_{34}, \quad \frac{\partial m_z}{\partial\alpha^2\delta_1} = C_{35}, \quad \frac{\partial m_z}{\partial\beta^2\delta_1} = C_{36}, \quad \frac{\partial m_z}{\partial\alpha\beta\delta_2} = C_{37}, \\ \frac{\partial m_z}{\partial\omega_y} = C_{39}, \quad \frac{\partial m_y}{\partial\beta} = C_{31}, \quad \frac{\partial m_y}{\partial\delta_2} = C_{32}, \quad \frac{\partial m_y}{\partial\beta^3} = C_{33}, \quad \frac{\partial m_y}{\partial\beta\alpha^2} = C_{34}, \\ \frac{\partial m_y}{\partial\beta^2\delta_2} = C_{35}, \quad \frac{\partial m_y}{\partial\alpha^2\delta_2} = C_{36}, \quad \frac{\partial m_y}{\partial\alpha\beta\delta_1} = C_{37}, \quad \frac{\partial m_y}{\partial\omega_z} = C_{39}. \end{array} \right. \quad (3.3)$$

Дополнительно к аэродинамическим производным коэффициентам БПЛА выбираются коэффициенты усиления контура управления в горизонтальной плоскости - $Kd(1)$ и в вертикальной плоскости - $Kd(2)$.

Далее рассчитываются траекторные характеристики с привлечением следующих уравнений движения [77, 80]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{V} = \frac{1}{m}(X - G \sin \theta) \\ \dot{\theta} = \frac{1}{mV}(Y - G \cos \theta) \\ \dot{\psi} = \frac{Z}{mV} \\ \dot{\omega}_z = \frac{M_z}{J_m} \\ \dot{\omega}_y = \frac{M_y}{J_m} \end{array} \right. ; \quad \left\{ \begin{array}{l} \theta = \theta + \omega_z dt \\ \Psi = \Psi + \omega_y dt \\ \alpha = \Theta - \theta \\ \beta = \Psi - \psi \end{array} \right. ; \quad \left\{ \begin{array}{l} \dot{x} = V \cos \theta \cos \psi \\ \dot{y} = V \sin \theta \cos \psi \\ \dot{z} = -V \cos \theta \sin \psi \end{array} \right. ;$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \rho_{np} = \sqrt{(x_u - x)^2 + (z_u - z)^2 + (y_u - y)^2} \\ x = x_u + V_u \cdot \Delta t \\ z = z_u + V_u \cdot \Delta t \end{array} \right. ; \quad \left\{ \begin{array}{l} F_z = \arctg \left(\frac{y - y_u}{x - x_u} \right) \\ G_z = \arctg \left(\frac{z - z_u}{x - x_u} \right) \\ \delta_1 = Kd(1) \cdot (F_z - \theta) \\ \delta_2 = Kd(2) \cdot (G_z - \theta) \end{array} \right. \quad (3.4)$$

Критериальные оценки

Качество аэродинамической модели БПЛА может оцениваться по:

- минимуму критерия промаха ρ_{np} ;
- минимуму критерия регулярности:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta^2(C_x) = \frac{\sum_{i=1}^{N_B} [C_{x_i}^M - C_{x_i}^T]^2}{\sum_{i=1}^{N_B} (C_{x_i}^T)^2}; \Delta^2(C_y) = \frac{\sum_{i=1}^{N_B} [C_{y_i}^M - C_{y_i}^T]^2}{\sum_{i=1}^{N_B} (C_{y_i}^T)^2}; \Delta^2(C_z) = \frac{\sum_{i=1}^{N_B} [C_{z_i}^M - C_{z_i}^T]^2}{\sum_{i=1}^{N_B} (C_{z_i}^T)^2}; \\ \Delta^2(m_x) = \frac{\sum_{i=1}^{N_B} [m_{y_i}^M - m_{y_i}^T]^2}{\sum_{i=1}^{N_B} (m_{y_i}^T)^2}; \Delta^2(m_y) = \frac{\sum_{i=1}^{N_B} [m_{z_i}^M - m_{z_i}^T]^2}{\sum_{i=1}^{N_B} (m_{z_i}^T)^2}. \end{array} \right. \quad (3.5)$$

Если задача решается по критерию минимума промаха, то в конце подпрограммы “fun” ставится оператор:

$$F = \text{promax}.$$

Если задача решается по критериям регулярности, то в конце подпрограммы “fun” ставится оператор:

$$f_{km} = \text{Ves1.Db_C}_x + \text{Ves2.Db_C}_y + \text{Ves3.Db_C}_z + \text{Ves4.Db_m}_y + \text{Ves5.Db_m}_z, \quad (3.6)$$

здесь $\text{Db_C}_x \approx \Delta^2(C_x)$, $\text{Db_C}_y \approx \Delta^2(C_y)$, $\text{Db_C}_z \approx \Delta^2(C_z)$, $\text{Db_m}_y \approx \Delta^2(m_y)$, $\text{Db_m}_z \approx \Delta^2(m_z)$.

Ves1 , Ves2 , Ves3 , Ves4 , Ves5 - весовые коэффициенты, выбираемые из условия:

$$\text{Ves1} + \text{Ves2} + \text{Ves3} + \text{Ves4} + \text{Ves5} = 1. \quad (3.7)$$

В случае, если какой-либо критерий не рассматривается, то соответствующий весовой коэффициент принимается равным нулю. Например, если критерии $\Delta^2(C_y)$ и $\Delta^2(m_z)$ не рассматриваются, то общий критерий следует записать в виде:

$$f_{km} = \text{Ves1.Db_C}_x + \text{Ves3.Db_C}_z + \text{Ves4.Db_m}_y; \quad \text{Ves1} + \text{Ves3} + \text{Ves4} = 1.$$

В программе предусмотрены еще два критерия.

Критерий детерминации:
$$R^2 = 1 - \frac{\sum_i (y_i - f_i)^2}{\sum_i (y_i - \bar{y})^2}, \quad (3.8)$$

где y_i – выборочные данные ($y_i=y_i^T$), а f_i – модельное значение ($f_i=y_i^M$), \bar{y} – среднее значение.

Критерий Дарбина-Уотсона [62, 93, 95]:
$$d = \frac{\sum_{t=2}^n (e_t - e_{t-1})^2}{\sum_{t=1}^n e_t^2},$$
 (3.9)

где $e_t=y_i^M-y_i^T$ – остатки регрессии. Если остатки независимы, то $d=2$.

Программный комплекс состоит из головной программы и подпрограмм [17, 37]:

- *sis* - подпрограмма управления параметром целевой функции;
- *f* - подпрограмма формирования варьируемых параметров;
- *am* — подпрограмма выделения максимального и минимального элементов из массива;
- *pb7n* - подпрограмма выбора начальной точки оптимизации;
- *bbb* – подпрограмма параметрической оптимизации;
- (*pnorm*, *random 1*, *random2*, *pn*, *decomp*, *solve*) - подпрограммы, обеспечивающие процессы параметрической оптимизации;
- (*fun*, *raschet*, *atml*) — подпрограммы аэродинамических расчетов.

В головной программе необходимо задать в текстовом файле уйоб. Ш следующие данные:

NSUM - число варьируемых параметров (NSUM =26).

1Ф81 = 1 если ищется max;

1Ф81 =0 если ищется min.

Nk - число шагов оптимизации.

Здесь также задаются экспериментальные данные по:

C_x - файл C_x_tab ,

C_y - файл C_y_tab ,

C_z - файл C_z_tab ,

m_y - файл m_y_tab ,

m_z - файл m_z_tab .

Выходные данные

Ниже проводится результат численного решения задачи оценки полноты аэродинамических характеристик БПЛА с распечаткой работы программного комплекса. $isq=5$; $fkm=2.141853$; $ds=1.00000$;

B 14

$fd=1.070987$;

$Rcx=2.381543$; $Rcy=122.9024$; $Rcz=6.118866$; $Rmy=0.1488229$;

$Rmz=0.2231361$; $teta=9.6176229E-02$; $promax=8.1410825E-02$; $pok(iq)=0.2595605$
 $iq= 13$ $r= 2.000000$ $KN= 1.000000$ $isq= 6$ $fkm= 1.070985$ $ds= 1.000000$

B 14

$fd= 0.5354933$

$Rcx= 1.190772$; $Rcy= 61.45119$; $Rcz= 3.059433$; $Rmy= 7.4411452E-02$;

$Rmz= 0.1115681$; $teta= 4.8088115E-02$; $promax= 4.0705413E-02$;

$pok(iq)= 0.2595605$; $iq= 14$ $r= 2.000000$; $KN= 1.000000$; $isq= 7$ $fkm= 0.6202492$; $ds= 1.000000$

B 14

$fd= 0.2677466$

$Rcx= 0.5953858$; $Rcy= 30.72560$; $Rcz= 1.529716$; $Rmy= 3.7205726E-02$;

$Rmz=5.5784035E-02$; $teta= 2.4044057E-02$; $promax = 2.0352706E-02$; $pok(iq)= 0.2595605$; $iq= 15$ $r= 2.000000$; $KN= 1.000000$; $isq= 8$; $fkm= 0.8278120$; $ds=1.000000$

B 14

$fd= 0.1338733$

3.2. Алгоритмы статистических оценок полноты аэродинамических характеристик БПЛА по экспериментальным данным

Для решения задачи статистического синтеза необходимо вводить систему **базисных функций**. Существуют различные виды базисных функций, но широкое применение в практических задачах статистического синтеза нашли полиномиальные описания в виде трендов.

$$y = \sum_{i=1}^m c_{0i} + c_{1i} f_{1i}(a_1) f_{2i}(a_2) \dots f_{ni}(a_n). \quad (3.10)$$

Комплексные критерии статистического синтеза состоит из внешних статистических критериев, целевой функции и функциональных ограничений:

$$L = \alpha \Delta^2 + (1 - \alpha) J(d) + \sum_{i=1}^r \lambda_i H(h_i(d)) + \sum_{j=r+1}^m \lambda_j G(g_j(d)). \quad (3.11)$$

Здесь Δ^2 – общее обозначение статистического критерия, $J(d)$ – критерий оптимальности, d – вектор решения; $g_i(d), i = \overline{1, r}$ – функциональные ограничения типа неравенств; $h_j(d), j = \overline{r+1, m}$ – функциональные ограничения типа равенств; $H(h_i(d))$ и $G(g_j(d))$ – функционалы соответственно от $h(d)$ и $g(d)$; λ_i и λ_j , – коэффициента Лагранжа, $i = \overline{1, r}, j = \overline{r+1, m}$, α – весовой коэффициент ($0 \leq \alpha \leq 1$).

Основные виды внешних критериев

- Критерий регулярности: среднеквадратическая ошибка

$$\Delta^2(B) = \alpha \sum_{i=1}^{N_B} (J_T - J_M)_i^2 / \sum_{i=1}^{N_B} J_{T_i}^2 + (1 - \alpha) J(d) + \sum_{i=1}^r \lambda_i H(h_i(d)) + \sum_{j=r+1}^m \lambda_j G(g_j(d)), \quad (3.12)$$

где $J_{T_i}, i = \overline{1, N_B}$ – табличные значения выходной переменной; J_{M_i} – значения, рассчитанные по данной модели, т.е. при подстановке в модель i -й строки входных данных статистической выборки.

- Критерий минимума смещения требует максимального совпадения значений выходной величины двух моделей, полученных на двух различных частях таблицы исходных данных:

$$n_{CM}^2 = \alpha \sum_{i=1}^N (J_{A_i} - J_{B_i})^2 / \sum_{i=1}^N J_{T_i}^2 + (1 - \alpha) J(d) + \sum_{i=1}^r \lambda_i H(h_i(d)) + \sum_{j=r+1}^m \lambda_j G(g_j(d)), \quad (3.13)$$

где J_{A_i} – точки с большим значением дисперсии выходной величины; J_{B_i} – точки с меньшим ее значением.

- Критерий сходимости процесса интегрирования в конечноразностных моделях:

$$I^2(N) = \alpha \sum_{i=1}^N (J_{A_i} - J_{B_i})^2 / \sum_{i=1}^N J_{T_i}^2 + (1 - \alpha) J(d) + \sum_{i=1}^r \lambda_i H(h_i(d)) + \sum_{j=r+1}^m \lambda_j G(g_j(d)), \quad (3.14)$$

- Критерий баланса переменных позволяет свести задачу экстраполяции к задаче интерполяции, так как последняя задача решается более точно, чем задача экстраполяции.

$$B = \alpha \sum_{i=1}^{N_B} (y_u(d) - y_s(d))_i^2 + (1 - \alpha) J(d) + \sum_{i=1}^r \lambda_i H(h_i(d)) + \sum_{j=r+1}^m \lambda_j G(g_j(d)). \quad (3.15)$$

Как видно, вектор проектного решения состоит из аэродинамических производных и коэффициентов усиления, в законах самонаведения в горизонтальной плоскости (k_1) и в вертикальной плоскости (k_2) [87].

Задача идентификации:

В данной задаче выбирается проектное решение по критерию регулярности:

Найти $J^{opt} = \min_{d \in D} \Delta^2(B)$, где $\Delta^2(B)$ есть критерий регулярности

$$\Delta^2(B) = \frac{\sum_{i=1}^{N_B} [J_i^M - J_i^T]^2}{\sum_{i=1}^{N_B} (J_i^T)^2}, \quad (3.16)$$

J_i^M – модельное значение критерия оптимальности, J_i^T – табличное (экспериментальное) значение критерия оптимальности, J_B – объем проверочной части статистической выборки; d – вектор проектного решения, D – область допустимых проектных решений.

В качестве проектного решения принят вектор аэродинамических производных, по которым определяются соответствующие проектные параметры (геометрия крыла, корпуса аппарата, параметры управления и т.п.).

$$d = \left(c_{x0}, c_x^\alpha, c_x^\beta, c_x^{\omega_z}, c_x^{\omega_y}, c_x^{\delta_1}, c_x^{\delta_2}, c_y^\alpha, c_y^\beta, c_y^{\omega_z}, c_y^{\omega_y}, c_y^{\delta_1}, c_y^{\delta_2}, c_z^\alpha, c_z^\beta, c_z^{\omega_z}, c_z^{\omega_y}, c_z^{\delta_1}, c_z^{\delta_2}, m_z^\alpha, m_z^\beta, m_z^{\omega_z}, m_z^{\omega_y}, m_z^{\delta_1}, m_z^{\delta_2}, m_y^\alpha, m_y^\beta, m_y^{\omega_z}, m_y^{\omega_y}, m_y^{\delta_1}, m_y^{\delta_2}, k_1, k_2 \right), \quad (3.17)$$

здесь $c_x^\alpha, c_x^\beta, \dots, m_y^{\delta_1}, m_y^{\delta_2}$ аэродинамические производные.

Область допустимых проектных решений D определяется соотношениями

$$\left\{ \begin{array}{l}
0.01 \leq \frac{\partial c_x}{\partial \alpha} \leq 0.1; 0.001 \leq \frac{\partial c_x}{\partial \beta} \leq 0.01; 0.001 \leq \frac{\partial c_x}{\partial \omega_z} \leq 0.01; 0.001 \leq \frac{\partial c_x}{\partial \delta_1} \leq 0.01; \\
0.001 \leq \frac{\partial c_x}{\partial \delta_2} \leq 0.01; 8 \leq \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} \leq 12; 0 \leq \frac{\partial c_y}{\partial \beta} \leq 10; 0.001 \leq \frac{\partial c_y}{\partial \omega_z} \leq 0.01; \\
0.001 \leq \frac{\partial c_y}{\partial \omega_y} \leq 0.01; 0.001 \leq \frac{\partial c_y}{\partial \delta_1} \leq 0.01; 0.001 \leq \frac{\partial c_y}{\partial \delta_2} \leq 0.01; 0.001 \leq \frac{\partial c_z}{\partial \alpha} \leq 0.01; \\
0.001 \leq \frac{\partial c_z}{\partial \beta} \leq 0.01; 8 \leq \frac{\partial c_z}{\partial \omega_z} \leq 12; 0 \leq \frac{\partial c_z}{\partial \omega_y} \leq 10; 0.001 \leq \frac{\partial c_z}{\partial \delta_1} \leq 0.01; \\
0.001 \leq \frac{\partial c_z}{\partial \delta_2} \leq 0.01; 0.001 \leq \frac{\partial m_y}{\partial \alpha} \leq 0.01; 0.001 \leq \frac{\partial m_y}{\partial \beta} \leq 0.01; 0.001 \leq \frac{\partial m_y}{\partial \omega_z} \leq 0.01; \\
0.001 \leq \frac{\partial m_y}{\partial \omega_y} \leq 0.01; 0.001 \leq \frac{\partial m_y}{\partial \delta_1} \leq 0.01; 0.001 \leq \frac{\partial m_y}{\partial \delta_2} \leq 0.01; 0.001 \leq \frac{\partial m_z}{\partial \alpha} \leq 0.01; \\
1 \leq \frac{\partial m_z}{\partial \alpha} \leq 10; 1 \leq \frac{\partial m_z}{\partial \beta} \leq 20; 0.001 \leq \frac{\partial m_z}{\partial \omega_z} \leq 0.01; 1 \leq \frac{\partial m_z}{\partial \alpha} \leq 10; 1 \leq \frac{\partial m_z}{\partial \beta} \leq 20; \\
0.001 \leq \frac{\partial m_z}{\partial \omega_z} \leq 0.01; 0.001 \leq \frac{\partial m_z}{\partial \omega_y} \leq 0.01; 0.001 \leq \frac{\partial m_z}{\partial \delta_1} \leq 0.01; 0.001 \leq \frac{\partial m_z}{\partial \delta_2} \leq 0.01, \\
1 \leq k_1 \leq 5; 1 \leq k_2 \leq 5.
\end{array} \right. \quad (3.18)$$

Формулы для восстановления аэродинамической модели.

$$\left\{ \begin{array}{l}
c_x = c_{x0} + \frac{\partial c_x}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial c_x}{\partial \beta} \beta + \frac{\partial c_x}{\partial \omega_z} \omega_z + \frac{\partial c_x}{\partial \omega_y} \omega_y + \frac{\partial c_x}{\partial \delta_1} \delta_1 + \frac{\partial c_x}{\partial \delta_2} \delta_2 + \frac{\partial c_x}{\partial M} M; \\
c_y = \frac{\partial c_y}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial c_y}{\partial \beta} \beta + \frac{\partial c_y}{\partial \omega_z} \omega_z + \frac{\partial c_y}{\partial \omega_y} \omega_y + \frac{\partial c_y}{\partial \delta_1} \delta_1 + \frac{\partial c_y}{\partial \delta_2} \delta_2 + \frac{\partial c_y}{\partial M} M; \\
c_z = \frac{\partial c_z}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial c_z}{\partial \beta} \beta + \frac{\partial c_z}{\partial \omega_z} \omega_z + \frac{\partial c_z}{\partial \omega_y} \omega_y + \frac{\partial c_z}{\partial \delta_1} \delta_1 + \frac{\partial c_z}{\partial \delta_2} \delta_2 + \frac{\partial c_z}{\partial M} M; \\
M_y = \frac{\partial M_y}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial M_y}{\partial \beta} \beta + \frac{\partial M_y}{\partial \omega_z} \omega_z + \frac{\partial M_y}{\partial \omega_y} \omega_y + \frac{\partial M_y}{\partial \delta_1} \delta_1 + \frac{\partial M_y}{\partial \delta_2} \delta_2 + \frac{\partial M_y}{\partial M} M; \\
M_z = \frac{\partial M_z}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial M_z}{\partial \beta} \beta + \frac{\partial M_z}{\partial \omega_z} \omega_z + \frac{\partial M_z}{\partial \omega_y} \omega_y + \frac{\partial M_z}{\partial \delta_1} \delta_1 + \frac{\partial M_z}{\partial \delta_2} \delta_2 + \frac{\partial M_z}{\partial M} M;
\end{array} \right. \quad (3.19)$$

Начальные значения критериев регулярности:

$$\Delta^2(c_x) = 22.86; \Delta^2(c_y) = 7157.4; \Delta^2(c_z) = 1776.14; \Delta^2(m_y) = 4.73; \Delta^2(m_z) = 6.37$$

Начальное значение критерия промаха: $\rho_{np} = 16.32$ м.

Оптимальные значения критериев регулярности по комплексному критерию

$$J = \{\Delta^2(c_x), \Delta^2(c_y), \Delta^2(c_z), \Delta^2(m_y), \Delta^2(m_z)\}:$$

$$\Delta^2(c_x)^{iden} = 24.29; \Delta^2(c_y)^{iden} = 1.02; \Delta^2(c_z)^{iden} = 0.99,$$

$$\Delta^2(m_y)^{iden} = 1.0, \Delta^2(m_z)^{iden} = 1.0.$$

здесь верхний индекс (*iden*) показывает, что данные оптимальные значения критериев оптимальности $\Delta^2(c_x), \Delta^2(c_y), \Delta^2(c_z), \Delta^2(m_y), \Delta^2(m_z)$ получены в результате решения задачи идентификации аэродинамической модели.

Оптимальное значение критерия промаха: $\rho_{np} = 3.14$ м.

Программно-методический комплекс статистического синтеза аэродинамической модели БПЛА представлен на рис. 3.1.

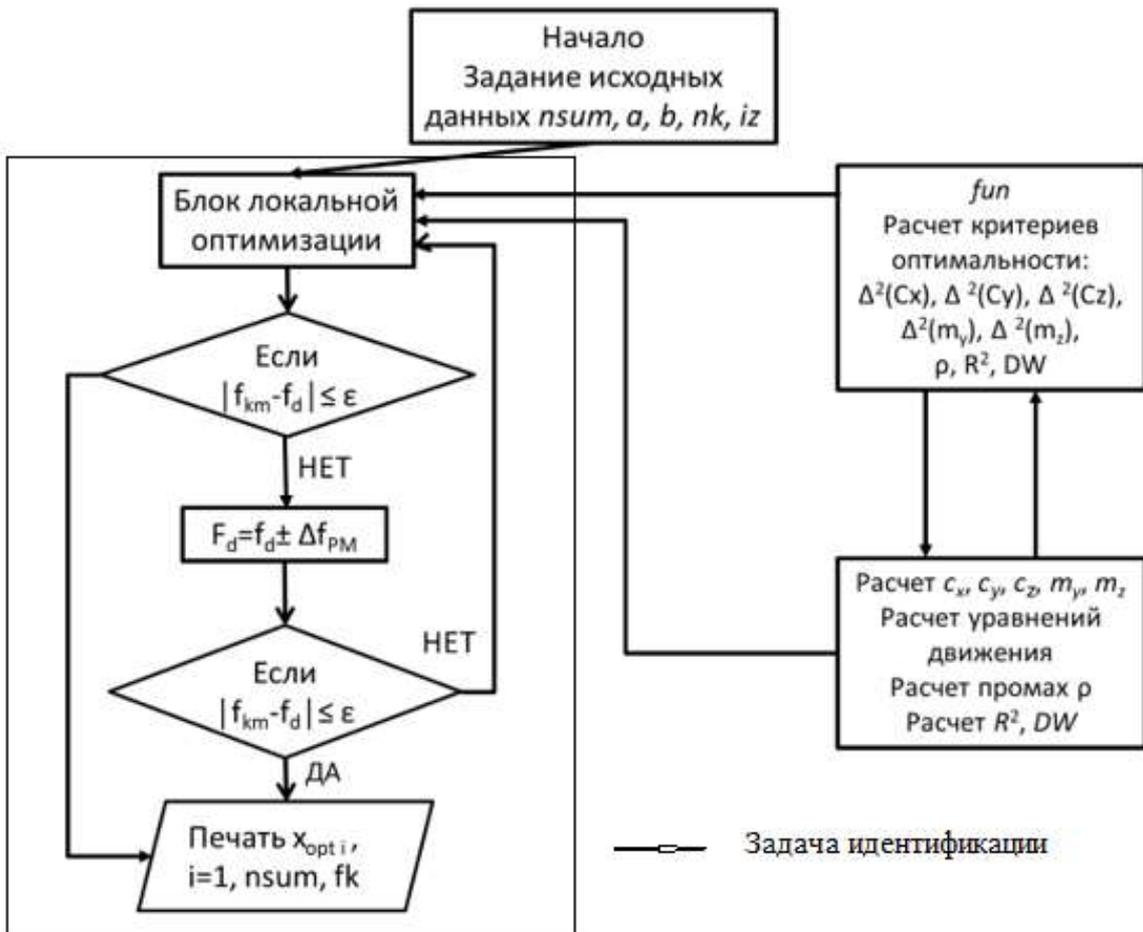


Рис 3.1 Программно-методический комплекс моделирования БПЛА.

Отметим, что 1-й блок схемы (левая часть) решает задачу идентификации:

- метод наименьших квадратов – оптимизация;
- Фишера (F-статистика) - Локальной оптимизации;

- критерию регулярности - Глобальной оптимизации.

Аэродинамическая модель в результате процесса идентификации имеет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} c_x = 0.2063 + 0.085(\alpha^2 + \beta^2) + 0.0054(\delta_\theta^2 + \delta_\psi^2) + 0.0018(\alpha\delta_\theta + \beta\delta_\psi) + \\ + 0.0055(\alpha^4 + \beta^4) + 0.0027\alpha^2\beta^2 \\ c_y = 8.52\alpha + 9.68\delta_\theta + 0.0096\alpha^3 + 0.0094\alpha\beta^2 + 0.0017\alpha^2\delta_\theta + 0.007\beta^2\delta_\theta + \\ + 0.0094\alpha\beta\delta_\psi + 0.008\omega_z \\ m_y = 1.65\beta + 1.99\delta_\psi + 0.0084\beta^3 + 0.002\beta\alpha^2 + 0.001\beta^2\delta_\psi + 0.009\alpha^2\delta_\psi + \\ + 0.0066\alpha\beta\delta_\psi + 0.001\omega_z \\ m_z = 1.65\alpha + 1.99\delta_\theta + 0.0084\alpha^3 + 0.002\alpha\beta^2 + 0.001\alpha^2\delta_\theta + 0.009\beta^2\delta_\theta + \\ + 0.0066\alpha\beta\delta_\psi + 0.001\omega_z \end{array} \right. \quad (3.20)$$

На рис. 3.2 приведен график изменения c_x полученный в результате решения задачи идентификации.

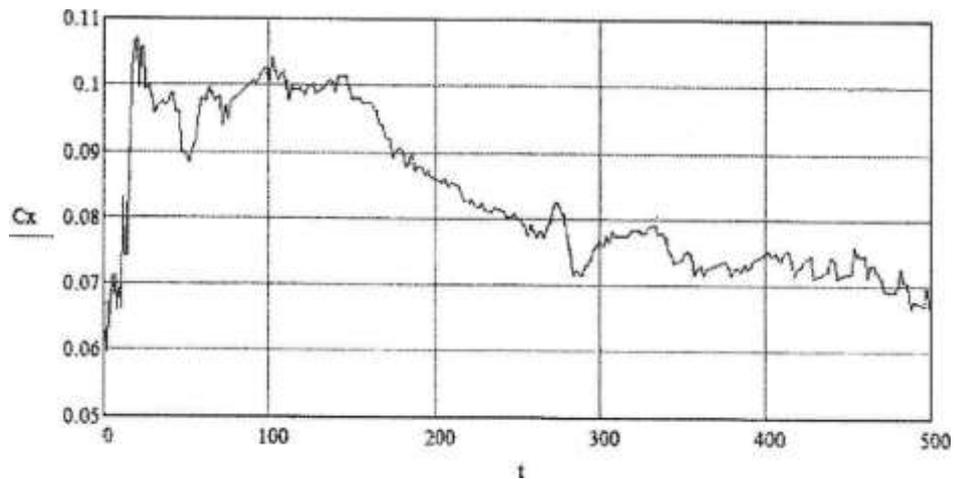


Рис. 3.2 Зависимость коэффициента c_x от времени полета.

Значения матрицы аэродинамических коэффициентов, значения неконтролируемых факторов, оптимальных критериев и значение общего (суммарного) критерия приведены в Таблицах 3.1 и 3.2.

$$J = \alpha_1 \Delta^2(B)_{c_x} + \alpha_2 \Delta^2(B)_{c_y} + \alpha_3 \Delta^2(B)_{c_z} + \alpha_4 \Delta^2(B)_{m_y} + \alpha_5 \Delta^2(B)_{m_z}$$

Таблица 3.1. Полученные результаты

Значения матрицы аэродинамических коэффициентов	Значения неконтролируемых	Критерии оптимальных	Общий критерий
---	---------------------------	----------------------	----------------

						факторов																																												
<table border="1"> <tr><td>0.029</td><td>0.029</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>11.419</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>-10.134</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>0.002</td><td>11.419</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>10.134</td></tr> <tr><td>6.537</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>-3.123</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>0.002</td><td>6.537</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>3.123</td></tr> <tr><td colspan="6">.....</td></tr> <tr><td>3.000</td><td>0.100</td><td>0.100</td><td>2.000</td><td>0.100</td><td>0.100</td></tr> </table>						0.029	0.029	0.002	0.002	0.002	0.002	11.419	0.002	0.002	0.002	-10.134	0.002	0.002	11.419	0.002	0.002	0.002	10.134	6.537	0.002	0.002	0.002	-3.123	0.002	0.002	6.537	0.002	0.002	0.002	3.123						3.000	0.100	0.100	2.000	0.100	0.100	9799,159 1.8, 1.8 9946, 125 1.5, 2.2	$\Delta^2(c_x) = 17.30$ $\Delta^2(c_y) = 481.50$ $\Delta^2(c_z) = 683.10$ $\Delta^2(m_y) = 5.20$ $\Delta^2(m_z) = 2.60$ $\rho_{np} = 0.45$ $P = 0.98$	0.4462
0.029	0.029	0.002	0.002	0.002	0.002																																													
11.419	0.002	0.002	0.002	-10.134	0.002																																													
0.002	11.419	0.002	0.002	0.002	10.134																																													
6.537	0.002	0.002	0.002	-3.123	0.002																																													
0.002	6.537	0.002	0.002	0.002	3.123																																													
.....																																																		
3.000	0.100	0.100	2.000	0.100	0.100																																													
<table border="1"> <tr><td>0.037</td><td>0.031</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.003</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>10.198</td><td>0.001</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>-11.134</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>0.002</td><td>7.740.</td><td>0.002</td><td>0.001</td><td>0.002</td><td>7.719</td></tr> <tr><td>6.125</td><td>0.002</td><td>0.003</td><td>0.001</td><td>-4.063</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>0.002</td><td>7.619</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>3.122</td></tr> <tr><td colspan="6">.....</td></tr> <tr><td>2.775</td><td>0.022</td><td>0.010</td><td>2.501</td><td>0.134</td><td>-0.005</td></tr> </table>						0.037	0.031	0.002	0.002	0.003	0.002	10.198	0.001	0.002	0.002	-11.134	0.002	0.002	7.740.	0.002	0.001	0.002	7.719	6.125	0.002	0.003	0.001	-4.063	0.002	0.002	7.619	0.002	0.002	0.002	3.122						2.775	0.022	0.010	2.501	0.134	-0.005	9833,84 0.8, 1.1 10482, 101 2.8, 2.9	$\Delta^2(c_x) = 16.80$ $\Delta^2(c_y) = 272.80$ $\Delta^2(c_z) = 8.50$ $\Delta^2(m_y) = 1.10$ $\Delta^2(m_z) = 1.60$ $\rho_{np} = 2.70$ $P = 1.0$	0.3649
0.037	0.031	0.002	0.002	0.003	0.002																																													
10.198	0.001	0.002	0.002	-11.134	0.002																																													
0.002	7.740.	0.002	0.001	0.002	7.719																																													
6.125	0.002	0.003	0.001	-4.063	0.002																																													
0.002	7.619	0.002	0.002	0.002	3.122																																													
.....																																																		
2.775	0.022	0.010	2.501	0.134	-0.005																																													
<table border="1"> <tr><td>0.034</td><td>0.029</td><td>0.002</td><td>0.003</td><td>0.003</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>10.39</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>-11.161</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>0.002</td><td>8.298</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.003</td><td>7.350</td></tr> <tr><td>6.096</td><td>0.001</td><td>0.003</td><td>0.001</td><td>-4.380</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>0.003</td><td>7.896</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>3.063</td></tr> <tr><td colspan="6">.....</td></tr> <tr><td>2.867</td><td>-0.003</td><td>-0.040</td><td>2.389</td><td>0.124</td><td>-0.014</td></tr> </table>						0.034	0.029	0.002	0.003	0.003	0.002	10.39	0.002	0.002	0.002	-11.161	0.002	0.002	8.298	0.002	0.002	0.003	7.350	6.096	0.001	0.003	0.001	-4.380	0.002	0.003	7.896	0.002	0.002	0.002	3.063						2.867	-0.003	-0.040	2.389	0.124	-0.014	98332,84 0.8, 1.1 ... 10482, 101 2.8, 2.9	$\Delta^2(c_x) = 16.80$ $\Delta^2(c_y) = 272.80$ $\Delta^2(c_z) = 8.50$ $\Delta^2(m_y) = 1.10$ $\Delta^2(m_z) = 1.60$ $\rho_{np} = 2.70$ $P = 1.00$	0.3391
0.034	0.029	0.002	0.003	0.003	0.002																																													
10.39	0.002	0.002	0.002	-11.161	0.002																																													
0.002	8.298	0.002	0.002	0.003	7.350																																													
6.096	0.001	0.003	0.001	-4.380	0.002																																													
0.003	7.896	0.002	0.002	0.002	3.063																																													
.....																																																		
2.867	-0.003	-0.040	2.389	0.124	-0.014																																													
<table border="1"> <tr><td>0.038</td><td>0.026</td><td>0.002</td><td>0.003</td><td>0.003</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>10.830</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>-11.329</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>0.002</td><td>8.692</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.003</td><td>7.285</td></tr> <tr><td>5.911</td><td>0.002</td><td>0.003</td><td>0.001</td><td>-4.418</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>0.002</td><td>8.155</td><td>0.001</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>3.493</td></tr> <tr><td colspan="6">.....</td></tr> <tr><td>2.819</td><td>0.004</td><td>-0.049</td><td>2.360</td><td>0.119</td><td>0.035</td></tr> </table>						0.038	0.026	0.002	0.003	0.003	0.002	10.830	0.002	0.002	0.002	-11.329	0.002	0.002	8.692	0.002	0.002	0.003	7.285	5.911	0.002	0.003	0.001	-4.418	0.002	0.002	8.155	0.001	0.002	0.002	3.493						2.819	0.004	-0.049	2.360	0.119	0.035	10137, 153 1.6, 0.5 ... 10057, 123 1.1, 2.3	$\Delta^2(c_x) = 16.50$ $\Delta^2(c_y) = 247.90$ $\Delta^2(c_z) = 5.00$ $\Delta^2(m_y) = 1.10$ $\Delta^2(m_z) = 1.40$ $\rho_{np} = 4.89$ $P = 1.00$	0.3200
0.038	0.026	0.002	0.003	0.003	0.002																																													
10.830	0.002	0.002	0.002	-11.329	0.002																																													
0.002	8.692	0.002	0.002	0.003	7.285																																													
5.911	0.002	0.003	0.001	-4.418	0.002																																													
0.002	8.155	0.001	0.002	0.002	3.493																																													
.....																																																		
2.819	0.004	-0.049	2.360	0.119	0.035																																													

<table border="1"> <tr><td>0.037</td><td>0.025</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.003</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>10.819</td><td>0.002</td><td>0.003</td><td>0.002</td><td>-11.337</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>0.002</td><td>8.779</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.003</td><td>3.493</td></tr> <tr><td>5.933</td><td>0.002</td><td>0.003</td><td>0.001</td><td>-4.540</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>0.002</td><td>8.103</td><td>0.001</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>3.493</td></tr> <tr><td colspan="6">.....</td></tr> <tr><td>2.814</td><td>0.004</td><td>-0.053</td><td>2.352</td><td>0.125</td><td>0.032</td></tr> </table>						0.037	0.025	0.002	0.002	0.003	0.002	10.819	0.002	0.003	0.002	-11.337	0.002	0.002	8.779	0.002	0.002	0.003	3.493	5.933	0.002	0.003	0.001	-4.540	0.002	0.002	8.103	0.001	0.002	0.002	3.493						2.814	0.004	-0.053	2.352	0.125	0.032	10137, 153 1.6, 0.5 ... 10057, 123 1.1, 2.3	$\Delta^2(c_x) = 16.40$ $\Delta^2(c_y) = 242.30$ $\Delta^2(c_z) = 5.40$ $\Delta^2(m_y) = 1.10$ $\Delta^2(m_z) = 1.40$ $\rho_{np} = 6.02$ $P = 1.00$	0.3072
0.037	0.025	0.002	0.002	0.003	0.002																																													
10.819	0.002	0.003	0.002	-11.337	0.002																																													
0.002	8.779	0.002	0.002	0.003	3.493																																													
5.933	0.002	0.003	0.001	-4.540	0.002																																													
0.002	8.103	0.001	0.002	0.002	3.493																																													
.....																																																		
2.814	0.004	-0.053	2.352	0.125	0.032																																													
<table border="1"> <tr><td>0.037</td><td>0.025</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.003</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>10.820</td><td>0.002</td><td>0.003</td><td>0.002</td><td>-11.338</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>0.002</td><td>8.779</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.003</td><td>7.008</td></tr> <tr><td>5.933</td><td>0.002</td><td>0.003</td><td>0.001</td><td>-4.540</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>0.002</td><td>8.102</td><td>0.001</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>3.493</td></tr> <tr><td colspan="6">.....</td></tr> <tr><td>2.814</td><td>0.004</td><td>-0.053</td><td>2.352</td><td>0.125</td><td>0.032</td></tr> </table>						0.037	0.025	0.002	0.002	0.003	0.002	10.820	0.002	0.003	0.002	-11.338	0.002	0.002	8.779	0.002	0.002	0.003	7.008	5.933	0.002	0.003	0.001	-4.540	0.002	0.002	8.102	0.001	0.002	0.002	3.493						2.814	0.004	-0.053	2.352	0.125	0.032	9906, 195 0.7, 1.4 ... 9998,51 1.8, 0.9	$\Delta^2(c_x) = 16.40$ $\Delta^2(c_y) = 242.30$ $\Delta^2(c_z) = 5.40$ $\Delta^2(m_y) = 1.10$ $\Delta^2(m_z) = 1.40$ $\rho_{np} = 6.02$ $P = 1.00$	0.3068
0.037	0.025	0.002	0.002	0.003	0.002																																													
10.820	0.002	0.003	0.002	-11.338	0.002																																													
0.002	8.779	0.002	0.002	0.003	7.008																																													
5.933	0.002	0.003	0.001	-4.540	0.002																																													
0.002	8.102	0.001	0.002	0.002	3.493																																													
.....																																																		
2.814	0.004	-0.053	2.352	0.125	0.032																																													

Таблица 3.2. Полученные результаты

Значения матрицы аэродинамических коэффициентов	Значение некоторых факторов	Критерии оптимальные	Общий критерий																																										
<table border="1"> <tr><td>0.029</td><td>0.029</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>11.419</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>-10.134</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>0.002</td><td>11.419</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>10.134</td></tr> <tr><td>6.537</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>-3.123</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>0.002</td><td>6.537</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>3.123</td></tr> <tr><td colspan="6">.....</td></tr> <tr><td>3.000</td><td>0.100</td><td>0.100</td><td>2.000</td><td>0.100</td><td>0.100</td></tr> </table>	0.029	0.029	0.002	0.002	0.002	0.002	11.419	0.002	0.002	0.002	-10.134	0.002	0.002	11.419	0.002	0.002	0.002	10.134	6.537	0.002	0.002	0.002	-3.123	0.002	0.002	6.537	0.002	0.002	0.002	3.123						3.000	0.100	0.100	2.000	0.100	0.100	9799,159 1.8, 1.8 9946, 125 1.5, 2.2	$\Delta^2(c_x) = 17.30$ $\Delta^2(c_y) = 481.50$ $\Delta^2(c_z) = 683.10$ $\Delta^2(m_y) = 5.20$ $\Delta^2(m_z) = 2.60$ $\rho_{np} = 0.45$ $P = 0.98$	0.4462
0.029	0.029	0.002	0.002	0.002	0.002																																								
11.419	0.002	0.002	0.002	-10.134	0.002																																								
0.002	11.419	0.002	0.002	0.002	10.134																																								
6.537	0.002	0.002	0.002	-3.123	0.002																																								
0.002	6.537	0.002	0.002	0.002	3.123																																								
.....																																													
3.000	0.100	0.100	2.000	0.100	0.100																																								
<table border="1"> <tr><td>0.037</td><td>0.031</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.003</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>10.198</td><td>0.001</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>-11.134</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>0.002</td><td>7.740.</td><td>0.002</td><td>0.001</td><td>0.002</td><td>7.719</td></tr> <tr><td>6.125</td><td>0.002</td><td>0.003</td><td>0.001</td><td>-4.063</td><td>0.002</td></tr> <tr><td>0.002</td><td>7.619</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>0.002</td><td>3.122</td></tr> <tr><td colspan="6">.....</td></tr> <tr><td>2.775</td><td>0.022</td><td>0.010</td><td>2.501</td><td>0.134</td><td>-0.005</td></tr> </table>	0.037	0.031	0.002	0.002	0.003	0.002	10.198	0.001	0.002	0.002	-11.134	0.002	0.002	7.740.	0.002	0.001	0.002	7.719	6.125	0.002	0.003	0.001	-4.063	0.002	0.002	7.619	0.002	0.002	0.002	3.122						2.775	0.022	0.010	2.501	0.134	-0.005	9833,84 0.8, 1.1 10482, 101 2.8, 2.9	$\Delta^2(c_x) = 16.80$ $\Delta^2(c_y) = 272.80$ $\Delta^2(c_z) = 8.50$ $\Delta^2(m_y) = 1.10$ $\Delta^2(m_z) = 1.60$ $\rho_{np} = 2.70$ $P = 1.0$	0.3649
0.037	0.031	0.002	0.002	0.003	0.002																																								
10.198	0.001	0.002	0.002	-11.134	0.002																																								
0.002	7.740.	0.002	0.001	0.002	7.719																																								
6.125	0.002	0.003	0.001	-4.063	0.002																																								
0.002	7.619	0.002	0.002	0.002	3.122																																								
.....																																													
2.775	0.022	0.010	2.501	0.134	-0.005																																								

						98332,84 0.8, 1.1 ... 10482, 101 2.8, 2.9	$\Delta^2(c_x) = 16.80$ $\Delta^2(c_y) = 272.80$ $\Delta^2(c_z) = 8.50$ $\Delta^2(m_y) = 1.10$ $\Delta^2(m_z) = 1.60$ $\rho_{np} = 2.70$ $P = 1.00$	0.3391
0.034	0.029	0.002	0.003	0.003	0.002			
10.369	0.002	0.002	0.002	-11.161	0.002			
0.002	8.298	0.002	0.002	0.003	7.350			
6.096	0.001	0.003	0.001	-4.380	0.002			
0.003	7.896	0.002	0.002	0.002	3.063			
.....								
2.867	-0.003	-0.040	2.389	0.124	-0.014			
						10137, 153 1.6, 0.5 ... 10057, 123 1.1, 2.3	$\Delta^2(c_x) = 16.50$ $\Delta^2(c_y) = 247.90$ $\Delta^2(c_z) = 5.00$ $\Delta^2(m_y) = 1.10$ $\Delta^2(m_z) = 1.40$ $\rho_{np} = 4.89$ $P = 1.00$	0.3200
0.038	0.026	0.002	0.003	0.003	0.002			
10.830	0.002	0.002	0.002	-11.329	0.002			
0.002	8.692	0.002	0.002	0.003	7.285			
5.911	0.002	0.003	0.001	-4.418	0.002			
0.002	8.155	0.001	0.002	0.002	3.493			
.....								
2.819	0.004	-0.049	2.360	0.119	0.035			
						10137, 153 1.6, 0.5 ... 10057, 123 1.1, 2.3	$\Delta^2(c_x) = 16.40$ $\Delta^2(c_y) = 242.30$ $\Delta^2(c_z) = 5.40$ $\Delta^2(m_y) = 1.10$ $\Delta^2(m_z) = 1.40$ $\rho_{np} = 6.02$ $P = 1.00$	0.3072
0.037	0.025	0.002	0.002	0.003	0.002			
10.819	0.002	0.003	0.002	-11.337	0.002			
0.002	8.779	0.002	0.002	0.003	3.493			
5.933	0.002	0.003	0.001	-4.540	0.002			
0.002	8.103	0.001	0.002	0.002	3.493			
.....								
2.814	0.004	-0.053	2.352	0.125	0.032			
						9906, 195 0.7, 1.4 ... 9998,51 1.8, 0.9	$\Delta^2(c_x) = 16.40$ $\Delta^2(c_y) = 242.30$ $\Delta^2(c_z) = 5.40$ $\Delta^2(m_y) = 1.10$ $\Delta^2(m_z) = 1.40$ $\rho_{np} = 6.02$ $P = 1.00$	0.3068
0.037	0.025	0.002	0.002	0.003	0.002			
10.820	0.002	0.003	0.002	-11.338	0.002			
0.002	8.779	0.002	0.002	0.003	7.008			
5.933	0.002	0.003	0.001	-4.540	0.002			
0.002	8.102	0.001	0.002	0.002	3.493			
.....								
2.814	0.004	-0.053	2.352	0.125	0.032			

3.3. Программный комплекс статистического моделирования измерительной информации для синтеза проектных решений БПЛА по экспериментальным данным

3.3.1. Значения аэродинамических производных в гармоническом базисе

Начальные значения аэродинамических производных:

$$\begin{aligned}
x(1) &= 3.7850440E - 02 = \frac{\partial c_x}{\partial \alpha}; & x(6) &= 2.8606756E - 03 = \frac{\partial c_x}{\partial \delta_2}; & x(6) &= -10.93577 = \frac{\partial c_x}{\partial \delta_1}; \\
x(2) &= 2.8573396E - 02 = \frac{\partial c_x}{\partial \beta}; & x(7) &= 12.43744 = \frac{\partial c_y}{\partial \alpha}; & x(12) &= -2.1526064E - 03 = \frac{\partial c_y}{\partial \delta_2}; \\
x(3) &= 2.4666796E - 03 = \frac{\partial c_x}{\partial \omega_z}; & x(8) &= 1.1390375E - 03 = \frac{\partial c_y}{\partial \beta}; & x(13) &= 1.789186E - 03 = \frac{\partial c_z}{\partial \alpha}; \\
x(4) &= 1.8653740E - 03 = \frac{\partial c_x}{\partial \delta_1}; & x(9) &= 1.9833250E - 03 = \frac{\partial c_y}{\partial \omega_z}; & x(14) &= 12.56668 = \frac{\partial c_z}{\partial \beta}; \\
x(5) &= 2.5962228E - 03 = \frac{\partial c_x}{\partial \delta_1}; & x(10) &= 1.9556836E - 03 = \frac{\partial c_y}{\partial \omega_y}; & x(15) &= 1.7288065E - 03 = \frac{\partial c_z}{\partial \omega_z}; \\
x(16) &= 2.0911971E - 03 = \frac{\partial c_z}{\partial \omega_y}; & x(21) &= 2.1284095E - 03 = \frac{\partial m_z}{\partial \omega_z}; & x(26) &= 16676 = \frac{\partial m_y}{\partial \beta}; \\
x(17) &= 1.7338684E - 03 = \frac{\partial c_z}{\partial \delta_1}; & x(22) &= 1.8241281E - 03 = \frac{\partial m_z}{\partial \omega_y}; & x(27) &= 1.7762715E - 03 = \frac{\partial m_z}{\partial \omega_z}; \\
x(18) &= 10.59413E - 03 = \frac{\partial c_z}{\partial \delta_2}; & x(23) &= 10.59413 = \frac{\partial c_z}{\partial \delta_2}; & x(28) &= 10.59413 = \frac{\partial c_z}{\partial \delta_2}; \\
x(19) &= 2.0980628E - 03 = \frac{\partial m_z}{\partial \alpha}; & x(24) &= 2.2386259E - 03 = \frac{\partial m_z}{\partial \delta_2}; & x(29) &= 1.9002178E - 03 = \frac{\partial m_y}{\partial \delta_1}; \\
x(20) &= 2.0980628E - 03 = \frac{\partial m_z}{\partial \beta}; & x(25) &= 18781555E - 03 = \frac{\partial m_y}{\partial \alpha}; & x(30) &= 3.064939 = \frac{\partial m_y}{\partial \delta_2};
\end{aligned}$$

Расчет 1

$$fd := 0.6 \cdot 10^{-11} + 0.2 \cdot 10^{-12} = 8.2 \cdot 10^{-12}$$

$$\begin{aligned}
\frac{\partial c_x}{\partial \alpha} &:= 7.9922192 \cdot 10^{-2} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{1111.442}\right) \\
&+ 2.7811602 \cdot 10^{-2} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{1111.442}\right) = 0.08
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\frac{\partial c_x}{\partial \beta} &:= 7.6848119 \cdot 10^{-2} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{356.6954}\right) \\
&+ 9.7819552 \cdot 10^{-2} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{356.6954}\right) = 0.077
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial c_x}{\partial \omega_z} &:= 5.9424038 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1055.341}\right) \\ &+ 2.6337954 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1055.341}\right) = 5.942 \cdot 10^{-3}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial c_x}{\partial \omega_y} &= 2.2780795 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{-607.8563}\right) \\ &+ 7.5441445 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{-607.8563}\right) = 2.278 \cdot 10^{-3}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial c_x}{\partial \delta_1} &= 7.9920907 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{1959.790}\right) \\ &+ 2.8679795 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{1959.790}\right) = 7.992 \cdot 10^{-3}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial c_y}{\partial \alpha} &= 9.8670945 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{259.2549}\right) \\ &+ 8.2088616 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{259.2549}\right) = 9.867 \cdot 10^{-3}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial c_y}{\partial \beta} &= 1.0778088 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{1799.814}\right) \\ &+ 1.4463747 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{1799.814}\right) = 1.078 \cdot 10^{-3}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial c_y}{\partial \omega_z} &= 4.3259957 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{926.2624}\right) \\ &+ 3.1776777 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{926.2624}\right) = 4.326 \cdot 10^{-3}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial c_y}{\partial \omega_y} &= 8.3212471 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{566.0049}\right) \\ &+ 1.2172642 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{566.0049}\right) = 8.321 \cdot 10^{-3}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial c_y}{\partial \delta_1} &= -8.263733 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{281.5321}\right) \\ &+ 16.01015 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{281.5321}\right) = 8.264\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial c_y}{\partial \delta_2} &= 9.9733975 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1300.201}\right) \\ &+ 5.0411643 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1300.201}\right) = 9.973 \cdot 10^{-3}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial c_z}{\partial \alpha} &= 1.4249322 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{-137.8197}\right) \\ &+ 7.2909016 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{-137.8197}\right) = 1.425 \cdot 10^{-3}\end{aligned}$$

$$\frac{\partial c_z}{\partial \beta} = 3.780540 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{1091.914}\right) + 6.537197 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{1091.914}\right) = 3.781$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial c_z}{\partial \omega_z} &= 1.4607764 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{654.6913}\right) \\ &+ 2.5002146 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{654.6913}\right) = 1.461 \cdot 10^{-3}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial c_z}{\partial \omega_y} &= 5.9906351 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{-180.9693}\right) \\ &+ 4.9122786 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{-180.9693}\right) = 5.991 \cdot 10^{-3}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial c_z}{\partial \delta_1} &= 1.0549545 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{557.0990}\right) \\ &+ 5.3744339 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{557.0990}\right) = 1.055 \cdot 10^{-3}\end{aligned}$$

$$\frac{\partial c_z}{\partial \delta_2} = 7.976666 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{-437.6877}\right) + 9.759829 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{-437.6877}\right) = 7.977$$

$$\frac{\partial m_z}{\partial \alpha} = 8.952226 \cdot \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{95.84880}\right) + 5.635277 \cdot \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{95.84880}\right) = 8.952$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial m_z}{\partial \beta} &:= 1.3609302 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{420.3587}\right) \\ &+ 4.5269532 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{420.3587}\right) = 1.361 \cdot 10^{-3}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial m_z}{\partial \omega_z} &:= 9.98226343 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1104.062}\right) \\ &+ 4.9856482 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1104.062}\right) = 9.983 \cdot 10^{-3}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial m_z}{\partial \omega_y} &:= 2.0295491 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1349.741}\right) \\ &\quad + 6.8381499 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1349.741}\right) = 2.03 \cdot 10^{-3} \\ \frac{\partial m_z}{\partial \delta_1} &= -1.563807 \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1831.131}\right) - 1.485809 \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1831.131}\right) = -1.564\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial m_z}{\partial \delta_2} &= 1.7896991 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1550.873}\right) \\ &\quad + 7.1529616 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1550.873}\right) = 1.79 \cdot 10^{-3}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial m_y}{\partial \alpha} &= 1.7896991 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1550.873}\right) \\ &\quad + 7.1529616 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1550.873}\right) = 1.79 \cdot 10^{-3}\end{aligned}$$

$$\frac{\partial m_y}{\partial \beta} = -1.563807 \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1831.131}\right) - 1.485809 \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1831.131}\right) = -1.564$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial m_z}{\partial \omega_z} &= 1.7896991 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1550.873}\right) \\ &\quad + 7.1529616 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1550.873}\right) = 1.79 \cdot 10^{-3}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial m_z}{\partial \omega_y} &= 1.7896991 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1550.873}\right) \\ &\quad + 7.1529616 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1550.873}\right) = 1.79 \cdot 10^{-3}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial m_z}{\partial \delta_1} &= 1.7896991 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1550.873}\right) \\ &\quad + 7.1529616 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1550.873}\right) = 1.79 \cdot 10^{-3}\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\frac{\partial m_z}{\partial \delta_2} &= 1.7896991 \cdot 10^{-3} \cos\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1550.873}\right) \\ &\quad + 7.1529616 \cdot 10^{-3} \sin\left(\pi \cdot \frac{fd}{-1550.873}\right) = 1.79 \cdot 10^{-3}\end{aligned}$$

- Расчетные формулы аэродинамических коэффициентов модели БПЛА:

$$c_x = c_{x_0} + \frac{d}{d\alpha} c_x \cdot \alpha + \frac{d}{d\beta} c_x \cdot \beta + \frac{d}{d\omega_z} c_x \cdot \omega_z + \frac{d}{d\omega_y} c_x \cdot \omega_y + \frac{d}{d\delta_1} c_x \cdot \delta_1 + \frac{d}{d\delta_2} c_x \cdot \delta_2$$

$$c_y = \frac{d}{d\alpha} c_y \cdot \alpha + \frac{d}{d\beta} c_y \cdot \beta + \frac{d}{d\omega_z} c_y \cdot \omega_z + \frac{d}{d\omega_y} c_y \cdot \omega_y + \frac{d}{d\delta_1} c_y \cdot \delta_1 + \frac{d}{d\delta_2} c_y \cdot \delta_2$$

$$c_z = \frac{d}{d\alpha} c_z \cdot \alpha + \frac{d}{d\beta} c_z \cdot \beta + \frac{d}{d\omega_z} c_z \cdot \omega_z + \frac{d}{d\omega_y} c_z \cdot \omega_y + \frac{d}{d\delta_1} c_z \cdot \delta_1 + \frac{d}{d\delta_2} c_z \cdot \delta_2$$

$$m_z = \frac{d}{d\alpha} m_z \cdot \alpha + \frac{d}{d\beta} m_z \cdot \beta + \frac{d}{d\omega_z} m_z \cdot \omega_z + \frac{d}{d\omega_y} m_z \cdot \omega_y + \frac{d}{d\delta_1} m_z \cdot \delta_1 + \frac{d}{d\delta_2} m_z \cdot \delta_2$$

$$m_y = \frac{d}{d\alpha} m_y \cdot \alpha + \frac{d}{d\beta} m_y \cdot \beta + \frac{d}{d\omega_z} m_y \cdot \omega_z + \frac{d}{d\omega_y} m_y \cdot \omega_y + \frac{d}{d\delta_1} m_y \cdot \delta_1 + \frac{d}{d\delta_2} m_y \cdot \delta_2$$

$$c_x = c_{x_0} + 0.08 \cdot \alpha + 0.77 \cdot \beta + 5.942 \times 10^{-3} \cdot \omega_z + 2.278 \times 10^{-3} \cdot \omega_y + 7.992 \times 10^{-3} \cdot \delta_1 + 9.867 \times 10^{-3} \cdot \delta_2$$

$$c_y = 15.142 \cdot \alpha + 1.078 \times 10^{-3} \cdot \beta + 4.326 \times 10^{-3} \cdot \omega_z + 8.321 \times 10^{-3} \cdot \omega_y - 8.264 \times 10^{-3} \cdot \delta_1 + 9.973 \times 10^{-3} \cdot \delta_2$$

$$c_z = 1.425 \cdot \alpha + 3.781 \cdot \beta + 1.461 \times 10^{-3} \cdot \omega_z + 5.991 \times 10^{-3} \cdot \omega_y + 1.055 \times 10^{-3} \cdot \delta_1 + 7.977 \times 10^{-3} \cdot \delta_2$$

$$m_z = 8.952 \cdot \alpha + 1.361 \times 10^{-3} \cdot \beta + 9.983 \times 10^{-3} \cdot \omega_z + 2.03 \times 10^{-3} \cdot \omega_y - 1.564 \times 10^{-3} \cdot \delta_1 + 1.79 \times 10^{-3} \cdot \delta_2$$

$$m_y = 6.161 \times 10^{-3} \cdot \alpha + 9.879 \cdot \beta + 9.865 \times 10^{-3} \cdot \omega_z + 7.189 \times 10^{-3} \cdot \omega_y + 3.446 \times 10^{-3} \cdot \delta_1 + 4.527 \times 10^{-3} \cdot \delta_2$$

3.3.2. Статистический анализ аэродинамических коэффициентов C_z, m_x, m_y, m_z

Коэффициент C_z

Ниже приводятся результаты статистического анализа для аэродинамических коэффициентов C_z, m_x, m_y, m_z . Статистический анализ проводился с привлечением пакета статистического анализа многомерных линейных регрессий Statgraphics (Statgraphics Centurion XVII 17.01.0012) [40].

Анализ множественной регрессии:

Таблица 3.3

Параметр	Оценка	Стандартная ошибка	T -статистика	P -значение
CONSTANT	0,0878354	0,0406442	2,16108	0,0312
alfa	0,0226534	0,000222516	101,806	0,0000
beta	-0,0000501243	0,000354518	-0,141387	0,8876
del1	0,00033198	0,00123336	0,269168	0,7879
del2	-0,00283221	0,000700111	-4,04538	0,0001
del3	-0,00609397	0,00105261	-5,78937	0 0000
del4	-0600300779	0,000793152	-3,7922	0,0002
M	-0,107858	0,0422187	2,55475	0,0109

Дисперсионный анализ:

Таблица 3.4

Исходные данные	Сумма квадратов	Число степеней свободы	Средний квадрат	F -отношение	P -отношение
Модель	21,1244	7	3,01778	2907,07	0,0000
Остатки	0,50866	490	0,00103808		
Итог	21,6331	497			

Коэффициент детерминации 98,5487 процентов.

Скорректированный коэффициент детерминации = 98,7122 процентов.

Стандартная ошибка оценки = 0,0322193

Средняя абсолютная ошибка 0,0188098.

Коэффициент Дарбина-Уотсона = 0,255058 (P=0,0000).

интервал остаточной автокорреляции = 0,855785.

Выводы

Получены следующие результаты:

$$C_z = 878,354 \cdot 10^{-4} + 226,534 \cdot 10^{-4} \cdot \alpha - 0,501243 \cdot \beta + 3,3198 \cdot 10^{-4} \cdot \delta_1 \\ - 28,3221 \cdot 10^{-4} \cdot \delta_2 - 60,9397 \cdot 10^{-4} \cdot \delta_3 - 30,0779 \cdot 10^{-4} \cdot \delta_4 - 1078,58 \cdot 10^{-4} \cdot M$$

$P < 0,01$ - это соответствует 99% доверенному уровню.

Статистическая характеристика Дарбина-Уотсона тестирует эти разности, чтобы определить, есть ли какие-либо важные корреляции, основанные на порядке, в котором они появляются в данном файле данных. Значение P - отношения $< 0,05$ означает, что есть признаки последовательной автокорреляции в разностях модели.

В вопросе, может ли модель быть упрощена, заметим, что самое высокое P -значение у независимых переменных 0,8876, принадлежит beta. Так как P -значение больше или равно 0,10, то с 90% уверенностью, можно сказать, что значение beta статически не существенно. Следовательно, можно рассматривать модель без beta.

95,0 % доверительные интервалы для коэффициентов:

Таблица 3.5

Параметр	Оценка	Стандартная ошибка	Нижний предел	Верхний предел
CONSTANT	0,0878354	0,0406442	0,00797679	0,167694
alfa	0,0226534	0,000222516	0,0222162	0,0230906
beta	-0,0000501243	0,000354518	-0,000746689	0,00064644
del 1	0,00033198	0,00123336	-0,00209135	0,00275531
del 2	-0,00283221	0,000700111	-0,00420781 -	-0,00145662
del 3	-0,00609397	0,00105261	0,00816217	-0,00402577
del 4	-0,00300779	0,000793152	-0,00456619 -	-0,00144939
M	-0,107858	0,0422187	0,19081	-0,0249059

Выводы

Полученные результаты по данной таблице подтверждают степень 95,0% доверительных интервалов для коэффициентов модели.

Матрица корреляций для оценок коэффициентов модели:

Таблица 3.6

	CONSTANT	alfa	beta	del1	del2	del3	del4	M
CONSTANT	1,0000	-0,4900	0,1503	-0,0570	-0,0556	0,0138	-0,0224	-0,9970
alfa	-0,4900	1,0000	0,1803	0,0159	-0,3513	0,0508	0,2708	0,4941
beta	0,1503	0,1803	1,0000	-0,1358	-0,1468	0,1015	0,0378	-0,1535
del1	-0,0570	0,0159	-0,1358	1,0000	-0,3908	-0,9498	0,5950	0,1149
del2	-0,0556	-0,3513	-0,1468	-0,3908	1,0000	0,3456	-0,9023	0,0138
del3	0,0138	0,0508	0,1015	-0,9498	0,3456	1,0000	-0,4955	-0,0615
del4	-0,0224	0,2708	0,0378	0,5950	-0,9023	-0,4955	1,0000	0,0704
M	-0,9970	0,4941	-0,1535	0,1149	0,0138	-0,0615	0,0704	1,0000

Выводы:

Полученные результаты по данной таблице подтверждают подсчитанные корреляции между коэффициентами в соответствующей модели. Эти корреляции используются для определения факта присутствия мультиколлинеарности коэффициентов модели, т.е. корреляцию среди указанных коэффициентов модели (3 корреляции с абсолютным значением $> 0,5$).

Коэффициент t_x .

Анализ множественной регрессии:

Таблица 3.7

Параметр	Оценка	Стандартная ошибка	T - статистика	P- значение
CONSTANT	-0,00331841	0,00795635	-0,417077	0,6768
alfa	0,000295074	0,0000435592	6,77408	0,0000
beta	0,000259868	0,0000693989	3,74455	0,0002
del1	-0,0014323	0,000241431	-5,93254	0,0000
del2	-0,00182057	0,000137047	-13,2842	0,0000
del3	0,00142337	0,000206067	6,90734	0,0000

del4	0,00161663	0,000155256	10,4127	0,0000
<i>M</i>	0,00367472	0,00826462	0,444632	0,6568

Дисперсионный анализ:

Таблица 3.8

Исходные данные	Сумма квадратов	Число степеней свободы	Средний квадрат	F-отношение	P-отношение
Модель	0,0138198	7	0,00197426	49,63	0,0000
Остатки	0,0194922	490	0,0000397799		
Итог	0,033312	497			

Коэффициент детерминации 41,4951 процентов.

Скорректированный коэффициент детерминации = 40,7022 процентов.

Стандартная ошибка оценки = 0,00629814.

Средняя абсолютная ошибка = 0,00379185.

Коэффициент Дарбина-Уотсона = 1,27389 (P=0,0000).

Интервал остаточной автокорреляции = 0,361662.

Выводы

Полученные результаты показывают высокую точность модели множественной регрессии, описывающей соотношение между исходными данными и 7 независимыми переменными:

$$m_x = -33,1841 \cdot 10^{-4} + 2,95074 \cdot 10^{-4} \cdot \alpha + 2,59868 \cdot 10^{-4} \cdot \beta - 14,323 \cdot 10^{-4} \cdot \delta_1 - 18,2057 \cdot 10^{-4} \cdot \delta_2 + 14,2337 \cdot 10^{-4} \cdot \delta_3 + 16,1663 \cdot 10^{-4} \cdot \delta_4 + 36,7472 \cdot 10^{-4} \cdot M$$

Так как *P* - значение для анализа дисперсии таблицы меньше чем 0,01, поэтому следовательно существует статистически значимая связь между переменными с 99% доверительным уровнем.

Значение коэффициента детерминации подтверждает степень соответствия модели 41,4951% от изменчивости данных коэффициента m_x . С коррелированный

коэффициент детерминации, более подходящий для сравнения моделей с различным числом независимых переменных модели, равен 40,7022%.

Значение стандартной ошибки оценки определяет стандартное отклонение остатков 0,00629814. Полученное значение используется для построения прогнозных границ (пределов) новых наблюдений модели.

Значение средней абсолютной ошибки в размере 0,00379185 показывает среднее значение корреляции остатков модели.

Статистическая характеристика Дарбина-Уотсана тестирует эти разности, чтобы определить, есть ли какие-либо важные корреляции, основанные на порядке, в котором они появляются в данном файле данных. Поскольку P -значение меньше 0,05, есть признаки последовательной автокорреляции в разностях.

На вопрос, Может ли модель быть упрощена? Заметим, что самое высокое P -значение у независимых переменных 0,6768, принадлежит beta. Так как P -значение больше или равно 0,10, то с 90% уверенностью, можно сказать, что значение beta статически не существенно. Следовательно, можно рассматривать модель без параметра beta.

95,0 % доверительные интервалы для коэффициентов:

Таблица 3.9

Параметр	Оценка	Стандартная ошибка	Нижний предел	Верхний предел
CONSTANT	-0,00331841	0,00795635	-0,0189512	0,0123144
Alfa	0,000295074	0,0000435592	0,000209487	0,00038066
beta	0,000259868	0,0000693989	0,000123512	0,000396224
del1	-0,0014323	0,000241431	-0,00190667	-0,000957931
del2	-0,00182057	0,000137047	-0,00208984	-0,0015513
del3	0,00142337	0,000206067	0,00101849	0,00182826

del4	0,00161663	0,000155256	0,00131158	0,00192168
M	0,00367472	0,00826462	-0,0125638	0,0199132

Данные 95%- это доверительные интервалы, которые показывают, что эти коэффициенты соответствуют данному периоду данных.

Матрица корреляционных зависимостей для оценки коэффициентов полученной модели:

Таблица 3.10

	CONST	α	β	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	M
CONST	1,0000	-0,3998	0,1205	-0,1005	-0,0396	0,0205	0,01978	-0,8756
α	-0,3998	1,0000	0,1496	0,098	-0,3211	0,0487	0,2513	0,4942
β	0,1205	0,1496	1,0000	-0,1232	-0,1257	0,1256	0,0298	-0,1498
δ_1	-0,1005	0,0098	-0,1232	1,0000	-0,3001	-0,8127	0,6012	0,014
δ_2	-0,0396	-0,2989	-0,1257	-0,3001	1,0000	0,2902	-0,8912	0,0148
δ_3	0,0205	0,0487	0,1256	-0,8127	0,2902	1,0000	0,5243	-0,0493
δ_4	-0,01978	0,2513	0,0298	0,6012	-0,8912	-0,5243	1,0000	0,0593
M	-0,8756	0,4942	-0,1498	0,1014	0,0148	-0,0493	0,0593	1,0000

Коэффициент t_y .

Анализ множественной регрессии:

Таблица 3.11

Параметр	Оценка	Стандартная ошибка	T - статистика	P- значение
CONSTANT	0,166411	0,184954	0,899742	0,3687
alfa	0,0150109	0,00101258	14,8243	0,0000
beta	0,00351247	0,00161326	2,17726	0,0299
del1	0,0270336	0,00561234	4,81681	0,0000
del2	-0,0308541	0,00318582	-9,68481	0,0000
del3	-0,0152676	0,00479025	-3,18722	0 0015

del4	0,00966301	0,0036091	2,6774	0,0077
<i>M</i>	-0,0383836	0,19212	-0,19979	0,8417

Дисперсионный анализ:

Таблица 3.12

Исходные данные	Сумма квадратов	Число степеней свободы	Средний квадрат	F-отношение	P -отношение
Модель	15,9827	7	2,28325	106,22	0,0000
Остатки	10,5332	490	0,0214964		
Итог	26,516	497			

Коэффициент детерминации 60,2759 процентов.

Скорректированный коэффициент детерминации = 59,7084 процентов.
Стандартная ошибка оценки = 0,146616.

Средняя абсолютная ошибка = 0,103036.

Коэффициент Дарбина-Уотсона = 0,612605 (P=0,0000).

Интервал остаточной автокорреляции = 0,69341.

Получены следующие результаты:

$$m_y = 0,166411 + 0,0150109 \cdot \alpha + 0,00351247 \cdot \beta + 0,0270336 \cdot \delta_1 - 0,0308541 \cdot \delta_2 - 0,0152676 \cdot \delta_3 + 0,00966301 \cdot \delta_4 - 0,0383836 \cdot M$$

Статистическая характеристика Дарбина-Уотсона тестирует эти разности, чтобы определить, есть ли какие-либо важные корреляции, основанные на порядке, в котором они появляются в данном файле данных. Поскольку *P*-значение меньше 0,05, есть признаки последовательной автокорреляции в разностях.

На вопрос, может ли модель быть упрощена? ответим, что самое высокое *P*-значение у независимых переменных 0,8417, принадлежит *beta*. Так как *P*-значение больше или равно 0,10, то с 90% уверенностью, можно сказать, что

значение β статически не существенно. Следовательно, можно рассматривать модель без параметра β .

95,0 % доверительные интервалы для коэффициентов:

Таблица 3.13

Параметр	Оценка	Стандартная ошибка	Нижний предел	Верхний предел
CONST	0,160423	0,173725	-0,175663	0,497521
alfa	0,0130247	0,0035113	0,0572153	0,0215371
beta	0,00132104	0,00279118	0,000251346	0,00423551
delta1	0,0158723	0,00357468	0,0157963	0,0279541
delta2	-0,0297146	0,00373124	-0,0310457	-0,0219358
delta3	0,0130345	0,00357146	-0,0213518	-0,00497315
delta4	0,00757426 -	0,0027952	0,00211352	0,0124317
M	0,0354515	0,17023	-0,400512	0,315147

Данные 95%- доверительные интервалы, показывают, что эти коэффициенты соответствуют данному периоду данных.

Матрица корреляционных зависимостей для оценки коэффициентов полученной модели:

Таблица 3.14

	CONST	alfa	beta	delta1	delt2	delt3	delt4	M
CONST	1,0000	-0,3987	0,1054	-0,0453	-0,0712	0,0105	-0,0179	-0,7519
alfa	-0,3987	1,0000	0,1512	0,0123	-0,3905	0,0417	0,2312	0,4135
beta	0,1054	0,1512	1,0000	-0,1137	-0,1052	0,1079	0,0312	-0,1128
delta1	-0,0453	0,0123	-0,1137	1,0000	-0,3157	-0,9123	0,5102	0,1021
delta2	-0,0712	-0,3905	-0,1052	-0,3157	1,0000	0,3115	-0,8157	0,0112
delta3	0,0195	0,0417	0,1079	-0,9123	0,3115	1,0000	-0,4105	-0,0537

delta4	-0,0179	0,2312	0,0312	0,5102	-0,8157	-0,4105	1,0000	0,0648
<i>M</i>	-0,7519	0,4135	-0,1128	0,1021	0,0112	-0,0537	0,0648	1,0000

Выводы:

Значения полученные в данной таблице подтверждают рассчитанные корреляции между коэффициентами в соответствующей модели. Эти корреляции используются для определения факта присутствия мультиколлинеарности коэффициентов модели, т.е. корреляцию среди указанных коэффициентов модели (3 корреляции с абсолютным значением $> 0,5$).

Коэффициент m_z

Анализ множественной регрессии:

Таблица 3.15

Параметр	Оценка	Стандартная ошибка	T -статистика	P - значение
CONST	-0,278954	0,161467	-1,72763	0,0847
alfa	-0,00217653	0,000883993	-2,46215	0,0142
beta	0,00123318	0,00140839	0,875595	0,3817
delta1	-0,00910317	0,00489962	-1,85794	0,0638
delta2	-0,000765601	0,00278125	-0,275273	0,7832
delta3	0,00391035	0,00418193	0,93506	0 3502
delta4	0,00763438	0,00315077	2,42302	0,0158
<i>M</i>	0,25956	0,167723	1,54755	0,1224

Дисперсионный анализ:

Таблица 3.16

Исходные данные	Сумма квадратов	Число степеней свободы	Средний квадрат	F -отношение	P -отношение
Модель	2,18012	7	0,311446	19,01	0,0000

Остатки	8,02782	490	0,0163833		
Итог	10,2079	497			

Коэффициент детерминации 21,3571 процентов.

Скорректированный коэффициент детерминации = 20,2337 процентов.

Стандартная ошибка оценки = 0,127997.

Средняя абсолютная ошибка = 0,0893517.

Коэффициент Дарбина-Уотсона = 0,482065 (P=0,0000).

интервал остаточной автокорреляции = 0,758707.

Выводы:

Полученный результат соответствует модели множественной регрессии, которая выражает функциональные зависимости исходных данных и 7 независимых переменных:

$$m_z = -0,278954 - 0,00217653 \cdot \alpha + 0,00123318 \cdot \beta - 0,00910217 \cdot \delta_1 - \\ - 0,000765601 \cdot \delta_2 + 0,00391035 \cdot \delta_3 + 0,00763438 \cdot \delta_4 + 0,25956 \cdot M$$

Значение P –отношения $< 0,01$ означает, что существует статистически значимая связь между переменными модели с 99% доверительным уровнем.

Значение коэффициента детерминации подтверждает степень соответствия модели в размере 21,3571%.

Статистическая характеристика Дарбина-Уотсана тестирует эти разности, чтобы определить, есть ли какие-либо важные корреляции, основанные на порядке, в котором они появляются в данном файле данных. Поскольку P - значение меньше 0,05, есть признаки последовательной автокорреляции в разностях.

В определении, может ли модель быть упрощена, заметьте, что самое высокое P -значение у независимых переменных 0,7832, принадлежит β . Так как P -значение больше или равно 0,10, то с 90% уверенностью, можно сказать,

что значение β статически не существенно. Следовательно, можно рассматривать модель без β .

Матрица корреляционных зависимостей для оценки коэффициентов полученной модели:

Таблица 3.17

Параметр	Оценка	Стандартная ошибка	Нижний предел	Верхний предел
CONST	-0,278954	0,161467	-0,596207	0,0382986
alfa	0,00175211	0,000791521	0,00315617	-0,000439639
beta	0,00123318	0,00140839	-0,00153405	0,0040004
delta1	0,00875023	0,00315726	-0,01257	0,000523695
delta2	-0,000514327	0,00199316	-0,00579146	0,00469905
delta3	0,00323457	0,00492015	-0,00341464	0,0121271
delta4	0,00763438	0,00315077	0,00144367	0,0138251
M	0,25956	0,167723	0,0699854	0,589104

Данные 95%- это доверительные интервалы, которые показывают, что эти коэффициенты соответствуют данному периоду данных.

Матрица корреляционных зависимостей для оценки коэффициентов полученной модели:

Таблица 3.18

	CONST	alfa	beta	delta1	delta2	delta3	delta4	M
CONST	1,0000	-0,3875	0,1024	-0,0413	-0,0479	0,0102	-0,0177	-0,8763
alfa	-0,3875	1,0000	0,1315	0,0102	-0,3054	0,0487	0,2152	0,4521
beta	0,1024	0,1315	1,0000	-0,1123	-0,1254	0,1341	0,0298	-0,1024
delta1	-0,0413	0,0102	-0,1123	1,0000	-0,3174	-0,8956	0,5237	0,1012
delta2	-0,0479	-0,3054	-0,1254	-0,3174	1,0000	0,3194	-0,8729	0,0126
delta3	0,0102	0,0487	0,1341	-0,8956	0,3194	1,0000	-0,4318	-0,0579
delta4	-0,0177	0,2152	0,0298	0,5237	-0,8729	-0,4318	1,0000	0,0748
M	-0,8763	0,4521	-0,1024	0,1012	0,0126	-0,0579	0,0748	1,0000

Выводы:

Полученные результаты по данной таблице подтверждают рассчитанные корреляции между коэффициентами в соответствующей модели. Эти корреляции используются для определения факта присутствия мультиколлинеарности коэффициентов модели, т.е. корреляцию среди указанных коэффициентов модели (3 корреляции с абсолютным значением $> 0,5$).

3.3.3. Структурный синтез аэродинамического коэффициента C_z по статистическим критериям полноты аэродинамической модели

Исходный вид зависимости для C_z взят с учетом перекрёстных связей из [13, 16, 63].

Анализ C_z по критерию:

$$J = \{\Delta^2 (C_x), \Delta^2 (C_y), \Delta^2 (C_z), \Delta^2 (m_y), \Delta^2 (m_z), \rho_{np}, R^2, DW\}$$

1-ая итерация

Начальные значения критериев регулярности на 1-ой итерации:

$$\Delta^2 (C_x) = 23.042$$

$$\Delta^2 (C_y) = 7170.01$$

$$\Delta^2 (C_z) = 1702.63$$

$$\Delta^2 (m_y) = 4.59$$

$$\Delta^2 (m_z) = 6.44$$

$$\varphi = 1.03$$

$$\rho_{пром} = 13.35$$

Результаты 1-ой итерации:

$$C_z = -8,52\beta - 9,68\delta_\psi - 0,0096\beta^3 - 0,0094\beta\alpha^2 - 0,0017\beta^2\delta_\psi - 0,0007\alpha^2\delta_\psi - 0,0094\alpha\beta\delta_\theta + 0,008\omega_y$$

- Промах $\rho_{пром} = 3.49$ м;
- Коэффициент детерминации $R^2 = 0.7$;
- Коэффициент Дарбина-Уотсона $DW = 0.04$ Критерии регулярности:

$$\Delta^2 (C_x) = 24.29$$

$$\Delta^2 (C_y) = 0.99$$

$$\Delta^2 (C_z) = 0.99$$

$$\Delta^2 (m_y) = 0.99$$

$$\Delta^2 (m_z) = 0.99$$

$$\varphi = 1.02, \quad \rho_{\text{пром}} = 3.49$$

Матрица корреляций

Таблица 3.19

	β	δ_ψ	β^3	$\beta\alpha^2$	$\beta^2\delta_\psi$	$\alpha^2\delta_\psi$	$\alpha\beta\delta_\theta$	ω_y
β	1,0000	0,2597	-0,339	0,4093	0,2519	-0,157	0,7256	-0,311
δ_ψ	0,2597	1,0000	-0,0009	0,1085	-0,4149	-0,4614	0,1891	-0,0498
β^3	-0,3393	-0,0009	1,0000	0,2667	-0,2938	0,0350	0,2211	0,0431
$\beta\alpha^2$	0,4093	0,1085	0,2667	1,0000	0,0849	-0,1165	0,8596	-0,1594
$\beta^2\delta_\psi$	0,2519	-0,4149	-0,2938	0,0849	1,0000	0,0449	0,1325	-0,0084
$\alpha^2\delta_\psi$	-0,1575	-0,4614	0,0350	-0,1165	0,0449	1,0000	-0,1348	-0,0081
$\alpha\beta\delta_\theta$	0,7256	0,1891	0,2211	0,8596	0,1325	-0,1348	1,0000	-0,2467
ω_y	-0,3119	-0,0498	0,0431	-0,1594	-0,0084	-0,0081	-0,2467	1,0000

Отсюда получается, что наибольший положительный коэффициент корреляции составляет 0,8596, который связывает элементы модели $\beta\alpha^2$ и $\alpha\beta\delta_\theta$. Поэтому надо исключить тот коэффициент $\alpha\beta\delta_\theta$, чья корреляция с остальными элементами больше.

2-ая итерация

Начальные значения критериев регулярности на 2-ой итерации:

$$\Delta^2 (C_x) = 23.04$$

$$\Delta^2 (C_y) = 7170.01$$

$$\Delta^2 (C_z) = 1702.63$$

$$\Delta^2 (m_y) = 4.59$$

$$\Delta^2 (m_z) = 6.44$$

$$\varphi = 1.03$$

$$\rho_{\text{пром}} = 13.35$$

Результаты 2-ой итерации:

$$C_z = -8,1\beta - 9,07\delta_\psi - 0,0036\beta^3 - 0,0019\beta\alpha^2 - \alpha^2\delta_\psi - 0,0068\beta^2\delta_\psi + 0,0035\omega_y;$$

- Промах $\rho_{np} = 0.7$ м;
- Коэффициент детерминации $R^2 = 0.79$;
- Коэффициент Дарбина-Уотсона $DW = 0.03$
- Критерии регулярности:

$$\Delta^2 (C_x) = 24.29$$

$$\Delta^2 (C_y) = 0.99$$

$$\Delta^2 (C_z) = 0.99$$

$$\Delta^2 (m_y) = 1$$

$$\Delta^2 (m_z) = 0.99$$

$$\varphi = 1.02$$

$$\rho_{\text{пром}} = 0.7$$

Матрица корреляций

Таблица 3.20

	β	δ_ψ	β^3	$\beta\alpha^2$	$\beta^2\delta_\psi$	$\alpha^2\delta_\psi$	ω_y
β	1,0000	0,0239	-0,2998	-0,8916	-0,1469	-0,0837	-0,1484
δ_ψ	0,0239	1,0000	-0,1134	0,0026	0,1076	-0,0144	-0,0748
β^3	-0,2998	-0,1134	1,0000	-0,0616	-0,3375	0,2367	0,0767
$\beta\alpha^2$	-0,8916	0,0026	-0,0616	1,0000	0,2620	0,0024	0,0940
$\beta^2\delta_\psi$	-0,1469	0,1076	-0,3375	0,2620	1,0000	-0,4627	0,0855

$\alpha^2 \delta_\psi$	-0,0837	-0,0144	0,2367	0,0024	-0,4627	1,0000	-0,3686
ω_y	-0,1484	-0,0748	0,0767	0,0940	0,0855	-0,3686	1,0000

Отсюда получается, что наибольший коэффициент корреляции по абсолютному значению составляет - 0,8916, который связывает элементы модели $\beta\alpha^2$ и β . Поэтому надо исключить тот коэффициенты β , чья корреляция с остальными элементами больше.

Анализ C_z по критерию

$$J=\{DW, R^2\}$$

1-ая итерация

Начальные значения критериев регулярности на 1-ой итерации:

$$\Delta^2 (C_x) = 23.042$$

$$\Delta^2 (C_y) = 7170.01$$

$$\Delta^2(C_z) = 1702.63$$

$$\Delta^2 (m_y) = 4.59$$

$$\Delta^2 (m_z) = 6.44$$

$$\varphi = 1.03$$

$$\rho_{\text{пром}} = 13.35$$

Результаты 1-ой итерации:

$$C_z = - 8,54\beta - 7,19\delta_\psi - 0,0034\beta^3 - 0,0098,7\beta\alpha^2 - 0,0056\beta^2\delta_\psi - 0,0078\alpha^2\delta_\psi - 0,0054\alpha\beta\delta_\theta + 0,009\omega_y;$$

- Промах $\rho_{\text{пром}} = 13.6$ м;
- Коэффициент детерминации $R^2 = 0.74$;
- Коэффициент Дарбина-Уотсона $DW = 0.07$

Критерии регулярности:

$$\Delta^2 (C_x) = 24.2$$

$$\Delta^2 (C_y) = 1.06$$

$$\Delta^2 (C_z) = 0.99$$

$$\Delta^2 (m_y) = 1.00$$

$$\Delta^2 (m_z) = 0.99$$

$$\varphi = 1.01$$

$$\rho_{\text{пром}} = 13.6$$

Матрица корреляций

Таблица 3.21

	β	δ_ψ	β^3	$\beta\alpha^2$	$\beta^2\delta_\psi$	$\alpha^2\delta_\psi$	$\alpha\beta\delta_\theta$	ω_y
β	1,0000	0,2597	-0,339	0,4093	0,2519	-0,157	0,7256	-0,311
δ_ψ	0,2597	1,0000	-0,0009	0,1085	-0,4149	-0,4614	0,1891	-0,0498
β^3	-0,3393	-0,0009	1,0000	0,2667	-0,2938	0,0350	0,2211	0,0431
$\beta\alpha^2$	0,4093	0,1085	0,2667	1,0000	0,0849	-0,1165	0,8596	-0,1594
$\beta^2\delta_\psi$	0,2519	-0,4149	-0,2938	0,0849	1,0000	0,0449	0,1325	-0,0084
$\alpha^2\delta_\psi$	-0,1575	-0,4614	0,0350	-0,1165	0,0449	1,0000	-0,1348	-0,0081
$\alpha\beta\delta_\theta$	0,7256	0,1891	0,2211	0,8596	0,1325	-0,1348	1,0000	-0,2467
ω_y	-0,3119	-0,0498	0,0431	-0,1594	-0,0084	-0,0081	-0,2467	1,0000

По значениям таблицы 3.21 то максимальное значение коэффициента корреляции составляет 0,8596 между элементами $\beta\alpha^2$ и $\alpha\beta\delta_\theta$. Тогда исключим один из них, корреляция которого с остальными элементами больше. В данном случае это $\alpha\beta\delta_\theta$.

2-ая итерация

Начальные значения критериев регулярности на 2-ой итерации:

$$\Delta^2 (C_x) = 23.04$$

$$\Delta^2 (C_y) = 7170.01$$

$$\Delta^2 (C_z) = 1702.63$$

$$\Delta^2 (m_y) = 4.59$$

$$\Delta^2 (m_z) = 6.44$$

$$\varphi = 1.03$$

$$\rho_{\text{пром}} = 13.35$$

Результаты 2-ой итерации:

$$C_z = - 8,1\beta - 13,1 \delta_\psi - 0,0016 \beta^3 - 0,0045\beta\alpha^2 - 0,0077 \beta^2\delta_\psi - 0,0024 \alpha^2\delta_\psi + 0,0042\omega_y$$

- промах $\rho_{\text{пром}} = 9.1$ м;

- коэффициент детерминации $R^2 = 0.78$;

- коэффициент Дарбина-Уотсона $DW = 0.04$

Критерии регулярности:

$$\Delta^2 (C_x) = 24.29$$

$$\Delta^2 (C_y) = 1.02$$

$$\Delta^2 (C_z) = 0.99$$

$$\Delta^2 (m_y) = 1$$

$$\Delta^2 (m_z) = 0.99$$

$$\varphi = 1.01$$

$$\rho_{\text{пром}} = 11.2$$

Матрица корреляций

Таблица 3.22

	β	δ_ψ	β^3	$\beta\alpha^2$	$\beta^2\delta_\psi$	$\alpha^2\delta_\psi$	ω_y
β	1,0000	0,0239	-0,2998	-0,8916	-0,1469	-0,0837	-0,1484
δ_ψ	0,0239	1,0000	-0,1134	0,0026	0,1076	-0,0144	-0,0748
β^3	-0,2998	-0,1134	1,0000	-0,0616	-0,3375	0,2367	0,0767
$\beta\alpha^2$	-0,8916	0,0026	-0,0616	1,0000	0,2620	0,0024	0,0940
$\beta^2\delta_\psi$	-0,1469	0,1076	-0,3375	0,2620	1,0000	-0,4627	0,0855
$\alpha^2\delta_\psi$	-0,0837	-0,0144	0,2367	0,0024	-0,4627	1,0000	-0,3686

ω_y	-0,1484	-0,0748	0,0767	0,0940	0,0855	-0,3686	1,0000
------------	---------	---------	--------	--------	--------	---------	--------

Отсюда получается, что наибольший коэффициент корреляции по абсолютному значению составляет - 0,8916, который связывает элементы модели $\beta\alpha^2$ и β . Поэтому надо исключить тот коэффициент $\beta\alpha^2$, чья корреляция с остальными элементами больше.

3.4. Статистическая модель коэффициента давления на оживальной носовой части БПЛА

В данном разделе приводятся результаты статистической обработки экспериментальных значений коэффициента давления по носовой части аппарата при его движении в жидкой среде [24, 88]. Метод формирования структуры зависимости коэффициента давления $P(x)$ описан в главе 2, при этом расчеты проводились для углов атаки:

$$\alpha_1 = -3^0, \alpha_2 = -1^0, \alpha_3 = 0^0, \alpha_4 = 1^0, \alpha_5 = 3^0.$$

Результаты 2

Результаты эксперимента представлены в виде следующей статистика:

Таблицу 3.23

$\alpha = -3^0$

№	x	\bar{P}
1	2,80	0
2	2,78	0
3	2,75	0
4	2,73	0,2
5	2,70	0,15
6	2,68	0,09
7	2,65	0,05
8	2,63	0,02
9	2,60	0

$\alpha = -1^0$

№	x	\bar{P}
1	2,80	0
2	2,78	0
3	2,75	0,19
4	2,73	0,13
5	2,70	0,07
6	2,68	0,02
7	2,65	0,02
8	2,63	0,06
9	2,60	0,08

10	2,58	0,005		10	2,58	0,081
11	2,55	0		11	2,55	0,065
12	2,53	0,005		12	2,53	0,055
13	2,50	0,0055		13	2,50	0,05
14	2,48	0		14	2,48	0,049
15	2,45	0,0055		15	2,45	0,05
16	2,43	0,01		16	2,43	0,055
17	2,40	0,015		17	2,40	0,06
18	2,38	0,02		18	2,38	0,07
19	2,35	0,025		19	2,35	0,075
20	2,33	0,03		20	2,33	0,08
21	2,30	0,034		21	2,30	0,081
22	2,28	0,037		22	2,28	0,081
23	2,25	0,04		23	2,25	0,08
24	2,23	0,043		24	2,23	0,082
25	2,20	0,045		25	2,20	0,083
26	2,18	0,05		26	2,18	0,09
27	2,15	0,055		27	2,15	0,095
28	2,13	0,06		28	2,13	0,1
29	2,10	0,07		29	2,10	0,115
30	2,08	0,078		30	2,08	0,12
31	2,05	0,08		31	2,05	0,125
32	2,03	0,085		32	2,03	0,13
33	2,00	0,09		33	2,00	0,14
34	1,98	0,095		34	1,98	0,145
35	1,95	0,105		35	1,95	0,15
36	1,93	0,12		36	1,93	0,155
37	1,90	0,13		37	1,90	0,156
38	1,88	0,135		38	1,88	0,157
39	1,85	0,138		39	1,85	0,158
40	1,83	0,14		40	1,83	0,159
29	2,10	0,07		29	2,10	0,115

30	2,08	0,078		30	2,08	0,12
31	2,05	0,08		31	2,05	0,125
32	2,03	0,085		32	2,03	0,13
33	2,00	0,09		33	2,00	0,14
34	1,98	0,095		34	1,98	0,145
35	1,95	0,105		35	1,95	0,15
36	1,93	0,12		36	1,93	0,155
37	1,90	0,13		37	1,90	0,156
38	1,88	0,135		38	1,88	0,157
39	1,85	0,138		39	1,85	0,158
40	1,83	0,14		40	1,83	0,159
41	1,80	0,141		41	1,80	0,159
42	1,78	0,1415		42	1,78	0,159
43	1,75	0,142		43	1,75	0,159
44	1,73	0,143		44	1,73	0,159
45	1,70	0,144		45	1,70	0,159
46	1,68	0,145		46	1,68	0,159
47	1,65	0,1455		47	1,65	0,159
48	1,63	0,146		48	1,63	0,16
49	1,60	0,148		49	1,60	0,161
50	1,58	0,15		50	1,58	0,162
51	1,55	0,155		51	1,55	0,163
52	1,53	0,156		52	1,53	0,164
53	1,50	0,157		53	1,50	0,1651
54	1,48	0,158		54	1,48	0,166
55	1,45	0,159		55	1,45	0,167
56	1,43	0,161		56	1,43	0,168
57	1,40	0,165		57	1,40	0,169
58	1,38	0,1655		58	1,38	0,17
59	1,35	0,1665		59	1,35	0,1705
60	1,33	0,167		60	1,33	0,171
61	1,30	0,168		61	1,30	0,1715

62	1,28	0,1685		62	1,28	0,172
63	1,25	0,1685		63	1,25	0,1725
64	1,23	0,1685		64	1,23	0,173
65	1,20	0,1685		65	1,20	0,1735
66	1,18	0,1685		66	1,18	0,174
67	1,15	0,1684		67	1,15	0,1745
68	1,13	0,1683		68	1,13	0,175
69	1,10	0,1682		69	1,10	0,1755
70	1,08	0,1681		70	1,08	0,1745
70	1,05	0,168		70	1,05	0,1735
72	1,03	0,167		72	1,03	0,1725
73	1,00	0,166		73	1,00	0,1715
74	0,98	0,165		74	0,98	0,1705
75	0,95	0,164		75	0,95	0,1695
76	0,93	0,163		76	0,93	0,1685
77	0,90	0,162		77	0,90	0,1675
78	0,88	0,161		78	0,88	0,1665
79	0,85	0,16		79	0,85	0,1655
62	1,28	0,1685		62	1,28	0,1645
63	1,25	0,1685		63	1,25	0,1635
64	1,23	0,1685		64	1,23	0,1625
65	1,20	0,1685		65	1,20	0,1615
66	1,18	0,1685		66	1,18	0,1605
67	1,15	0,1684		67	1,15	0,1595
68	1,13	0,1683		68	1,13	0,1585
69	1,10	0,1682		69	1,10	0,172
70	1,08	0,1681		70	1,08	0,1725
70	1,05	0,168		70	1,05	0,173
72	1,03	0,167		72	1,03	0,1735
73	1,00	0,166		73	1,00	0,174
74	0,98	0,165		74	0,98	0,1745
75	0,95	0,164		75	0,95	0,175

76	0,93	0,163	76	0,93	0,1755
77	0,90	0,162	77	0,90	0,1745
78	0,88	0,161	78	0,88	0,1735
79	0,85	0,16	79	0,85	0,1725
80	0,83	0,159	80	0,83	0,1715
81	0,80	0,158	81	0,80	0,1705
82	0,78	0,157	82	0,78	0,1695
83	0,75	0,156	83	0,75	0,1685
84	0,73	0,155	84	0,73	0,1675
85	0,70	0,154	85	0,70	0,1665
86	0,68	0,153	86	0,68	0,1655
87	0,65	0,152	87	0,65	0,1645
88	0,63	0,151	88	0,63	0,1635
89	0,60	0,15	89	0,60	0,1625
90	0,58	0,149	90	0,58	0,1615
91	0,55	0,148	91	0,55	0,1605
92	0,53	0,147	92	0,53	0,1595
93	0,50	0,146	93	0,50	0,1585
94	0,48	0,145	94	0,48	0,1575
95	0,45	0,144	95	0,45	0,1495
96	0,43	0,143	96	0,43	0,1485
97	0,40	0,142	97	0,40	0,1475
98	0,38	0,141	98	0,38	0,1465
99	0,35	0,14	99	0,35	0,1455
100	0,33	0,139	100	0,33	0,1445
101	0,30	0,138	101	0,30	0,1435
102	0,28	0,137	102	0,28	0,1425
103	0,25	0,136	103	0,25	0,1415
104	0,23	0,135	104	0,23	0,1405
105	0,20	0,134	105	0,20	0,1395
106	0,18	0,133	106	0,18	0,1385
107	0,15	0,132	107	0,15	0,1375

108	0,13	0,131	108	0,13	0,1365
109	0,10	0,13	109	0,10	0,1355
110	0,08	0,129	110	0,08	0,1345
111	0,05	0,128	111	0,05	0,1335
112	0,03	0,127	112	0,03	0,1325
113	0,00	0,126	113	0,00	0,1315

 $\alpha=0^0$

№	x	\bar{P}
1	2,80	0
2	2,78	0,2
3	2,75	0,15
4	2,73	0,1
5	2,70	0,04
6	2,68	0,0005
7	2,65	-0,05
8	2,63	-0,09
9	2,60	-0,11
10	2,58	-0,111
11	2,55	-0,1
12	2,53	-0,08
13	2,50	-0,079
14	2,48	-0,0795
15	2,45	-0,08
16	2,43	-0,085
17	2,40	-0,0855
18	2,38	-0,09
19	2,35	-0,095
20	2,33	-0,099
21	2,30	-0,11
22	2,28	-0,11

 $\alpha=1^0$

№	x	\bar{P}
1	2,80	0
2	2,78	0,18
3	2,75	0,13
4	2,73	0,07
5	2,70	0,009
6	2,68	-0,03
7	2,65	-0,085
8	2,63	-0,12
9	2,60	-0,145
10	2,58	-0,141
11	2,55	-0,133
12	2,53	-0,11
13	2,50	-0,104
14	2,48	-0,1095
15	2,45	-0,11
16	2,43	-0,106
17	2,40	-0,1065
18	2,38	-0,11
19	2,35	-0,115
20	2,33	-0,119
21	2,30	-0,13
22	2,28	-0,13

23	2,25	-0,11		23	2,25	-0,13
24	2,23	-0,11		24	2,23	-0,13
25	2,20	-0,112		25	2,20	-0,132 ;
26	2,18	-0,116		26	2,18	-0,136 :
27	2,15	-0,12		27	2,15	-0,14
28	2,13	-0,125		28	2,13	-0,145
29	2,10	-0,135		29	2,10	-0,155
30	2,08	-0,14		30	2,08	-0,16
31	2,05	-0,145		31	2,05	-0,165
32	2,03	-0,15		32	2,03	-0,17
33	2,00	-0,16		33	2,00	-0,18
34	1,98	-0,165		34	1,98	-0,185
35	1,95	-0,17		35	1,95	-0,19
36	1,93	-0,175		36	1,93	-0,195 !
37	1,90	-0,176		37	1,90	“0,196
38	1,88	-0,177		38	1,88	-0,197
39	1,85	-0,178		39	1,85	-0,198
40	1,83	-0,179		40	1,83	-0,199
41	1,80	-0,179		41	1,80	-0,199
42	1,78	-0,179		42	1,78	-0,199
43	1,75	-0,179		43	1,75	-0,199 '
44	1,73	-0,179		44	1,73	-0,199
45	1,70	-0,179		45	1,70	-0,199
46	1,68	-0,179		46	1,68	-0,199
47	1,65	-0,179		47	1,65	-0,199
48	1,63	-0,18		48	1,63	-0,2
49	1,60	-0,181		49	1,60	-0,201
50	1,58	-0,179		50	1,58	-0,199
51	1,55	-0,18		51	1,55	”0,2
52	1,53	-0,181		52	1,53	-0,201
53	1,50	-0,18		53	1,50	-0,2
54	1,48	-0,181		54	1,48	-0,198

55	1,45	-0,182		55	1,45	-0,199
56	1,43	-0,183		56	1,43	-0,2
57	1,40	-0,184		57	1,40	-0,201
58	1,38	-0,185		58	1,38	-0,2
59	1,35	-0,1855		59	1,35	-0,2005
60	1,33	-0,186		60	1,33	-0,201
61	1,30	-0,1865		61	1,30	-0,2015
62	1,73	-0,179		62	1,73	-0,199
63	1,70	-0,179		63	1,70	-0,199
64	1,68	-0,179		64	1,68	-0,199
65	1,65	-0,179		65	1,65	-0,199
66	1,63	-0,18		66	1,63	-0,2
67	1,60	-0,181		67	1,60	-0,201
68	1,58	-0,179		68	1,58	-0,199
69	1,55	-0,18		69	1,55	”0,2
70	1,53	-0,181		70	1,53	-0,201
70	1,50	-0,18		70	1,50	-0,2
72	1,48	-0,181		72	1,48	-0,198
73	1,45	-0,182		73	1,45	-0,199
74	1,43	-0,183		74	1,43	-0,2
75	1,40	-0,184		75	1,40	-0,201
76	1,38	-0,185		76	1,38	-0,2
62	1,35	-0,1855		62	1,35	-0,2005
63	1,33	-0,186		63	1,33	-0,201
64	1,30	-0,1865		64	1,30	-0,2015
65	1,28	-0,187		65	1,28	-0,202
66	1,25	-0,1875		66	1,25	-0,2025
67	1,23	-0,188		67	1,23	-0,203
68	1,20	-0,1885		68	1,20	
69	1,18	-0,189		69	1,18	-0,204
70	1,15	-0,1895		70	1,15	-0,2045
70	1,13	-0,19		70	1,13	-0,205

72	1,10	-0,1905	72	1,10	-0,2055
73	1,00	-0,1845	73	1,00	-0,1975
74	0,98	-0,1835	74	0,98	-0,1965
75	0,95	-0,1825	75	0,95	-0,1955
76	0,93	-0,1815	76	0,93	-0,1945
77	0,90	0,1805	77	0,90	-0,1935
78	0,88	0,1785	78	0,88	-0,1905
79	0,85	0,1775	79	0,85	-0,1895
80	0,83	0,1765	80	0,83	-0,1885
81	0,80	0,1755	81	0,80	-0,1875
82	0,78	0,1735	82	0,78	-0,1845
83	0,75	0,1725	83	0,75	-0,1835
84	0,73	0,1715	84	0,73	-0,1825
85	0,70	0,1705	85	0,70	-0,1815
86	0,68	0,169	86	0,68	-0,1795
87	0,65	0,168	87	0,65	-0,1785
88	0,63	0,167	88	0,63	-0,1775
89	0,60	0,166	89	0,60	-0,1765
90	0,58	0,165	90	0,58	-0,1755
91	0,55	0,164	91	0,55	-0,1745
92	0,53	0,163	92	0,53	-0,1735
93	0,50	0,162	93	0,50	-0,1725
94	0,48	0,1605	94	0,48	-0,1705
95	0,45	0,1595	95	0,45	-0,1695
96	0,43	0,1585	96	0,43	0,1685
97	0,40	0,1575	97	0,40	0,1675
98	0,38	0,1555	98	0,38	0,1645
99	0,35	0,1545	99	0,35	0,1635
100	0,33	0,1535	100	0,33	0,1615
101	0,30	0,1525	101	0,30	0,161
102	0,28	0,1485	102	0,28	0,1555
103	0,25	0,1475	103	0,25	0,1535

104	0,23	0,1465		104	0,23	0,152
105	0,20	0,1455		105	0,20	0,1505
106	0,18	0,1415		106	0,18	0,146
107	0,15	0,1405		107	0,15	0,1445
108	0,13	0,1395		108	0,13	0,143
109	0,10	0,1385		109	0,10	0,1415
110	0,08	0,1365		110	0,08	0,1385
111	0,05	0,1355		111	0,05	0,1375
112	0,03	0,1345		112	0,03	0,1365
113	0,00	0,1335		113	0,00	0,1355

Таблицу 3.24 $\alpha=3^0$

№	x	\bar{P}
1	2,80	0
2	2,78	0,16
3	2,75	0,09
4	2,73	0,01
5	2,70	0,05
6	2,68	0,12
7	2,65	0,2
8	2,63	0,22
9	2,60	0,23
10	2,58	0,215
11	2,55	0,2
12	2,53	0,18
13	2,50	0,17
14	2,48	0,1595
15	2,45	0,16
16	2,43	0,156
17	2,40	0,1565

18	2,38	0,16
19	2,35	0,165
20	2,33	0,169
21	2,30	0,175
22	2,28	0,175
23	2,25	0,175
24	2,23	0,17
25	2,20	0,172
26	2,18	0,176
27	2,15	0,18
28	2,13	0,185
29	2,10	0,195
30	2,08	0,2
31	2,05	0,205
32	2,03	0,21
33	2,00	0,22
34	1,98	0,225
35	1,95	0,23
36	1,93	0,235
37	1,90	0,233
38	1,88	0,233
39	1,85	0,232
40	1,83	0,232
41	1,80	0,231
42	1,78	0,23
43	1,75	0,23
44	1,73	0,232
45	1,70	0,228
46	1,68	0,227
47	1,65	0,224

48	1,63	0,227
49	1,60	0,227
50	1,58	0,224
51	1,55	0,224
52	1,53	0,223
53	1,50	0,22
54	1,48	0,217
55	1,45	0,216
56	1,43	0,217
57	1,40	0,218
58	1,38	0,215
59	1,35	0,2155
60	1,33	0,216
61	1,30	0,2165
62	1,28	0,217
63	1,25	0,2175
64	1,23	0,218
65	1,20	0,2185
66	1,18	0,219
67	1,15	0,2195
68	1,13	0,22
69	1,10	0,2205
70	1,08	0,2195
70	1,05	0,2185
72	1,03	0,2175
73	1,00	0,2105
74	0,98	0,2095
75	0,95	0,2085
76	0,93	0,2075
77	0,90	0,2065

78	0,88	0,2025
79	0,85	0,2015
80	0,83	0,2005
81	0,80	0,1995
82	0,78	0,1955
83	0,75	0,1945
84	0,73	0,1935
85	0,70	0,1925
86	0,68	0,19
87	0,65	0,189
88	0,63	0,188
89	0,60	0,187
90	0,58	0,186
91	0,55	0,185
92	0,53	0,184
93	0,50	0,183
94	0,48	0,1805
95	0,45	0,1795
96	0,43	0,1785
97	0,40	0,1775
98	0,38	0,1735
99	0,35	0,1725
100	0,33	0,1705
101	0,30	0,17
102	0,28	0,1635
103	0,25	0,1605
104	0,23	0,158
105	0,20	0,1555
106	0,18	0,15
107	0,15	0,1485

108	0,13	0,146
109	0,10	0,1445
110	0,08	0,1405
111	0,05	0,1395
112	0,03	0,1385
113	0,00	0,1375

Восстановим регрессию $P(x)$ при $\alpha = -3^\circ$.

$$P(x) = -0,134 + 0,225x_1 - 1,855x_2 + 5,279x_3 - 7,567x_4 + 5,945x_5 - 2,59x_6 + 0,587x_7 - 0,054x_8$$

Коэффициент детерминации $R^2 = 0.96$;

Коэффициент Дарбина-Уотсона $DW = 1.02$.

Матрица корреляций для оценок коэффициентов модели:

Таблица 3.25

	x_1	x_2	x_3	x_4	x_5	x_6	x_7	x_8
x_1	1,0000	-0,9638	0,9073	-0,8535	0,8062	-0,764	0,7289	-0,6972
x_2	-0,9638	1,0000	-0,9849	0,9557	-0,9230	0,8908	-0,8603	0,8319
x_3	0,9073	-0,9849	1,0000	-0,9918	0,9740	-0,952	0,9294	-0,9065
x_4	-0,8535	0,9557	-0,9918	1,0000	-0,9948	0,9829	-0,9675	0,9504
x_5	0,8062	-0,9230	0,9740	-0,9948	1,0000	-0,9964	0,9879	-0,9764
x_6	-0,764	0,8908	-0,9523	0,9829	-0,9964	1,0000	-0,9974	0,9909
x_7	0,7289	-0,8603	0,9294	-0,9675	0,9879	-0,9974	1,0000	-0,9980
x_8	-0,6972	0,8319	-0,9065	0,9504	-0,9764	0,9909	-0,9980	1,0000

Как видно из таблицы, есть восемь наибольших положительных коэффициентов корреляции: 0,9073, связывающий элементы модели x_3 и x_1 , 0,9557 связывающий элементы модели x_2 и x_4 , 0,9740 связывающий элементы модели x_3 и x_5 , 0,9294 связывающий элементы модели x_3 и x_7 , 0,9829

связывающий элементы модели x_4 и x_6 , 0,9948 связывающий элементы модели x_4 и x_5 , 0,9073 связывающий элементы модели x_1 и x_3 , 0,9879 связывающий элементы модели x_5 и x_7 . Поэтому, из модели следует исключить элементы x_3 , x_4 , x_7 , x_8 , корреляционная связь которых с остальными элементами больше.

Скорректированная модель имеет вид:

$$P(x) = -0,125 - 0,042x_1 - 0,001x_2 + 0,01x_5 - 0,003x_6$$

Коэффициент детерминации $R^2 = 0.94$;

Коэффициент Дарбина-Уотсона $DW = 1.18$.

Матрица корреляций для оценок коэффициентов модели:

Таблица 3.26

	x_1	x_2	x_5	x_6
x	1,0000	-0,9638	0,8062	-0,7640
x_2	-0,9638	1,0000	-0,9230	0,8908
x_5	0,8062	-0,9230	1,0000	-0,9964
x_6	-0,7640	0,8908	-0,9964	1,0000

Как видно из таблицы, все коэффициенты корреляции имеют значение ниже допустимого порога в 0,9964, следовательно, предполагается, что все члены в данной регрессии независимы между собой.

Ниже приводятся зависимости для коэффициента давления $P(x)$ и зависимости $P(x)$ полученные статистическим синтезом.

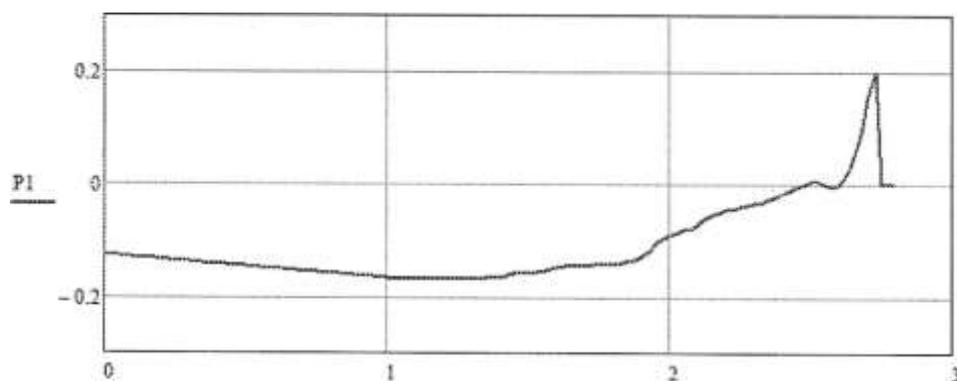


Рис. 3.3. Изменение коэффициента давления по данным эксперимента

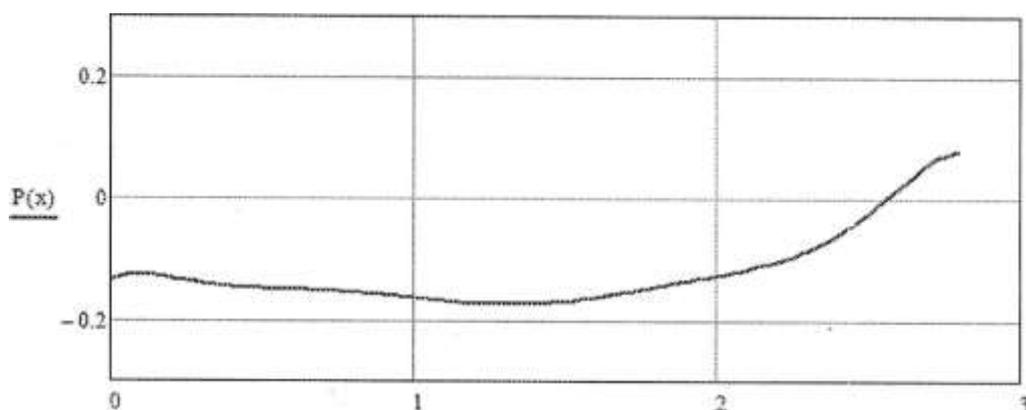


Рис. 3.4. График восстановленной регрессии $P(x)$ при $a = -3^\circ$

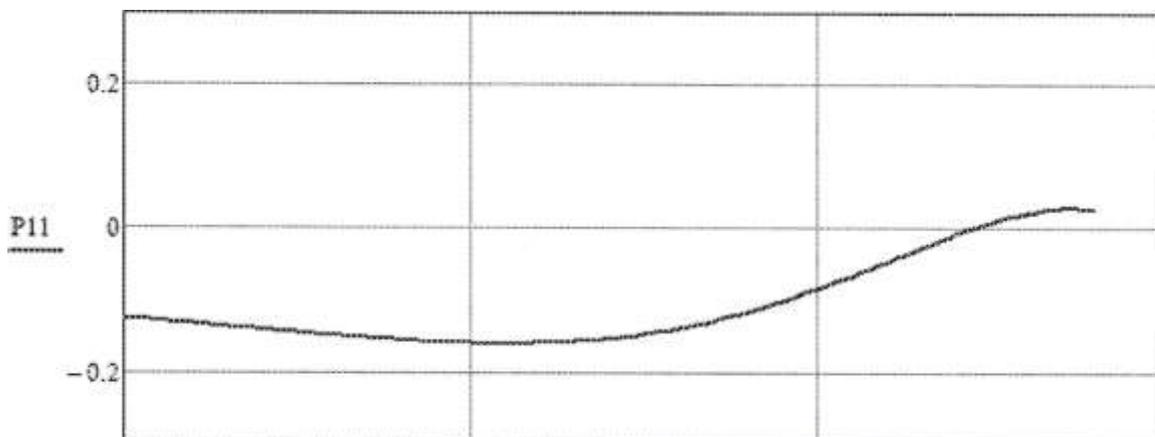


Рис.3.5. График скорректированной модели

Восстановим регрессию $P(x)$ при $a = -1^\circ$.

$$P(x) = -0,134 + 0,015x_1 - 0,296x_2 + 0,624x_3 - 0,638x_4 + 0,327x_5 - 0,067x_6 - 0,001x_7 + 0,001x_8$$

Коэффициент детерминации $R^2 = 0.86$;

Коэффициент Дарбина-Уотсона $DW = 0.93$ Скорректированная модель имеет вид:

$$P(x) = -0,126 + 0,069x_1 - 0,024x_2 + 0,0004x_5 + 0,0002x_6$$

Коэффициент детерминации $R^2 = 0.91$;

Коэффициент Дарбина-Уотсона $DW = 1.2$.

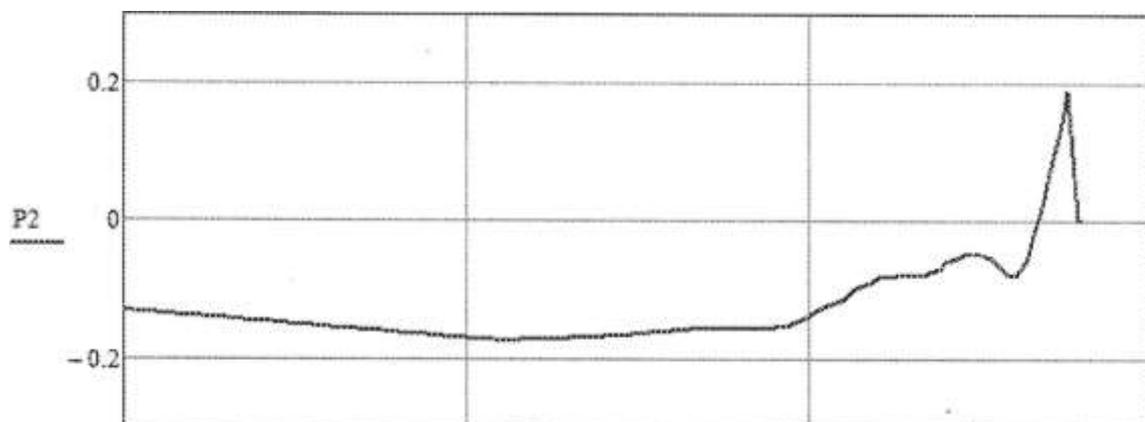


Рис.3.6. Изменение коэффициента давления по данным эксперимента

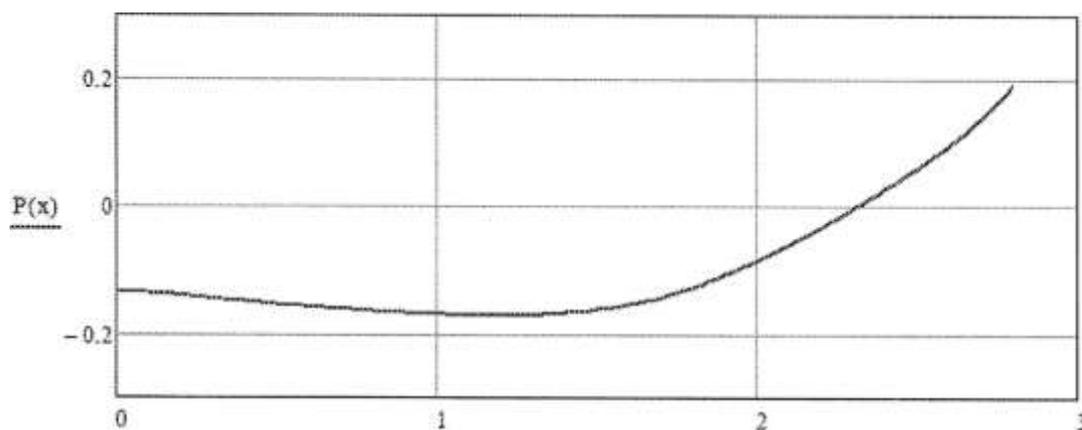


Рис.3.7. График восстановленной регрессии $P(x)$ при $a = -1^\circ$

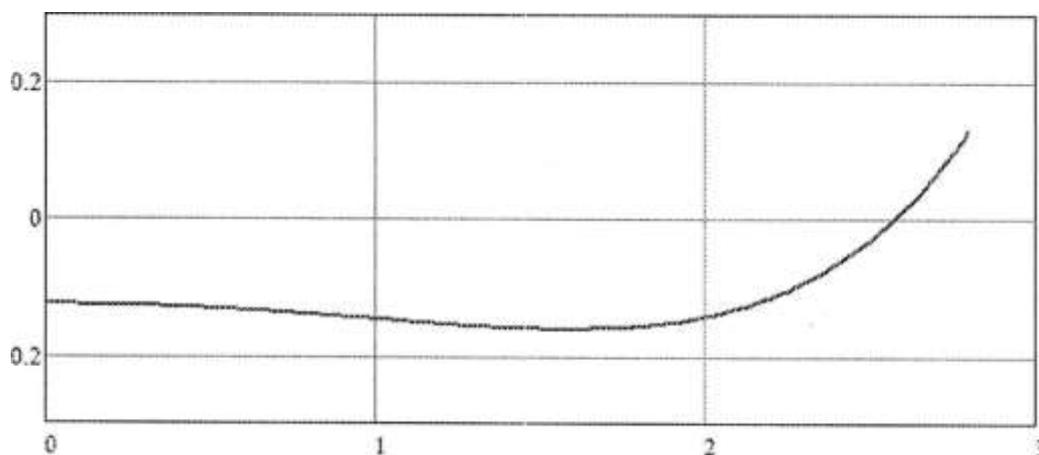


Рис.3.8. График скорректированной модели

Восстановим регрессию $P(x)$ при $a=0^\circ$.

$$P(x) = -0,13 + 0,145x_1 + 0,724x_2 - 2,404x_3 + 3,95x_4 - 3,489x_5 + 1,696x_6 - 0,425x_7 + 0,043x_8$$

Коэффициент детерминации $R^2 = 0.88$;

Коэффициент Дарбина-Уотсона $DW = 1.14$.

Скорректированная модель имеет вид:

$$P(x) = -0,122 - 0,122x_1 + 0,067x_2 - 0,007x_5 + 0,002x_6$$

Коэффициент детерминации $R^2 = 0.92$;

Коэффициент Дарбина-Уотсона $DW = 1.25$.

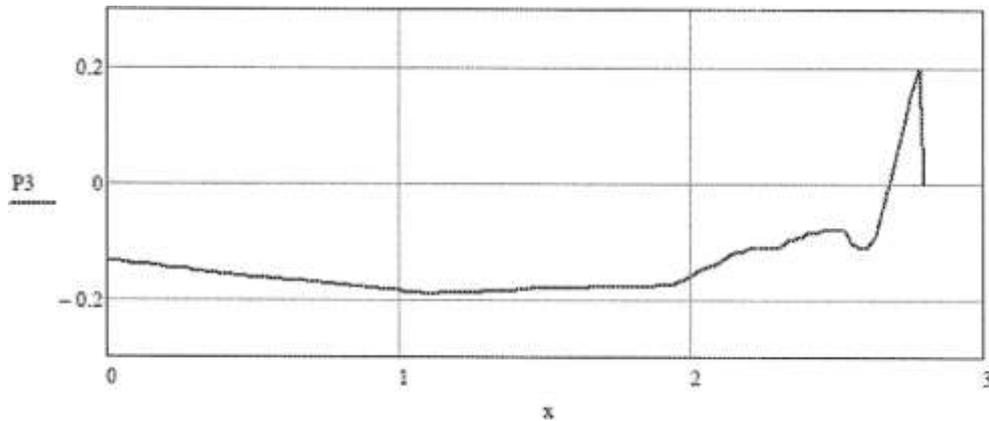


Рис.3.9. Изменение коэффициента давления по данным эксперимента

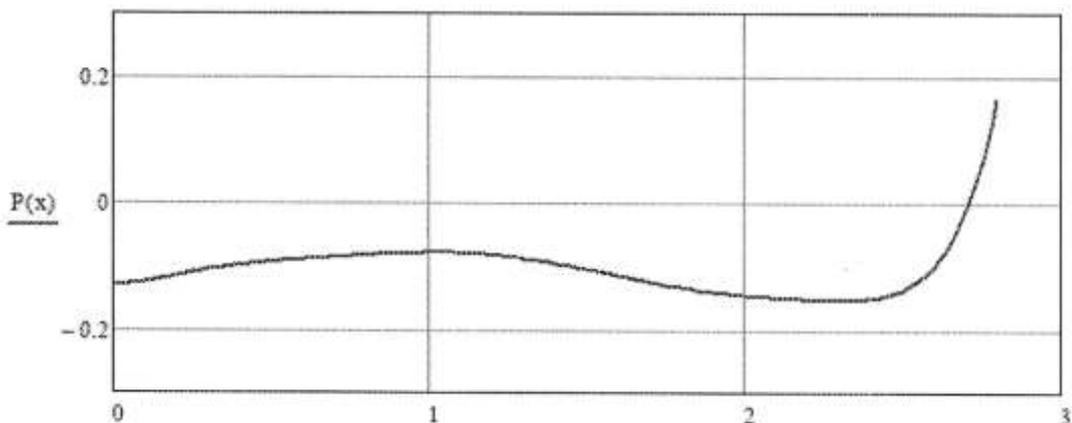


Рис.3.10. График восстановленной регрессии $P(x)$ при $a = 0^\circ$

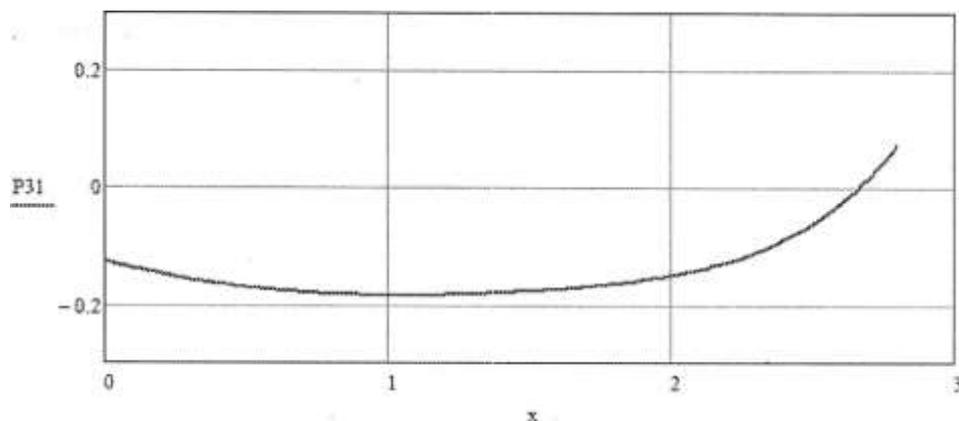


Рис.3.11. График скорректированной модели

Восстановим регрессию $P(x)$ при $a = 1^\circ$.

$$P(x) = -0,13 + 0,209x_1 + 1,038x_2 - 3,352x_3 + 5,467x_4 - 4,822x_5 + 2,339x_6 - 0,585x_7 + 0,059x_8$$

Коэффициент детерминации $R^2 = 0.88$;

Коэффициент Дарбина - Уотсона $DW = 1.09$.

Скорректированная модель имеет вид:

$$P(x) = -0,123 - 0,146x_1 + 0,019x_2 - 0,008x_5 + 0,003x_6$$

Коэффициент детерминации $R^2 = 0.93$;

Коэффициент Дарбина - Уотсона $DW = 1.22$.

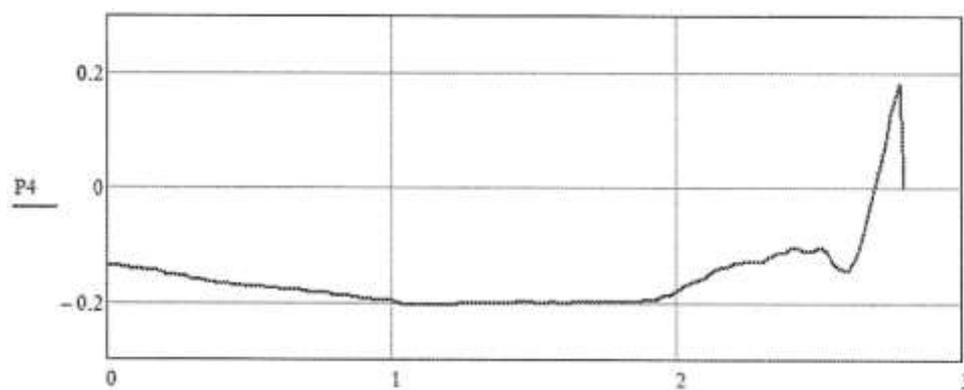


Рис.3.12. График изменения коэффициента давления по данным эксперимента

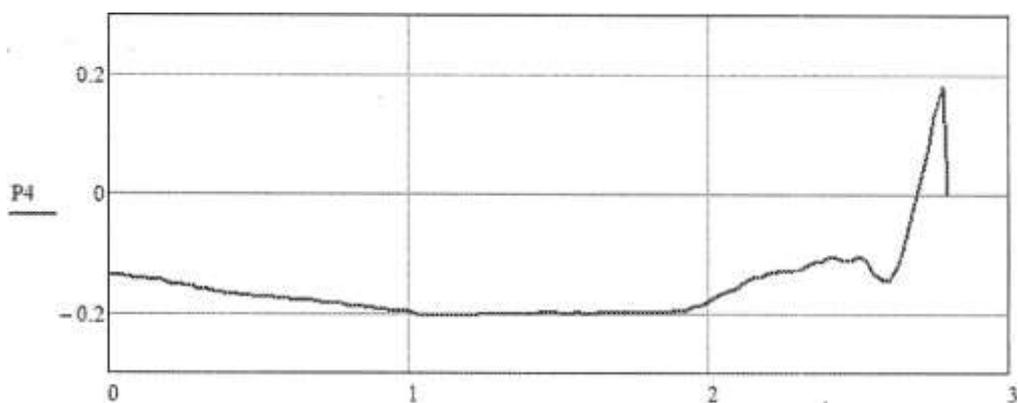


Рис.3.13. График восстановленной регрессии $P(x)$ при $a = 1^\circ$

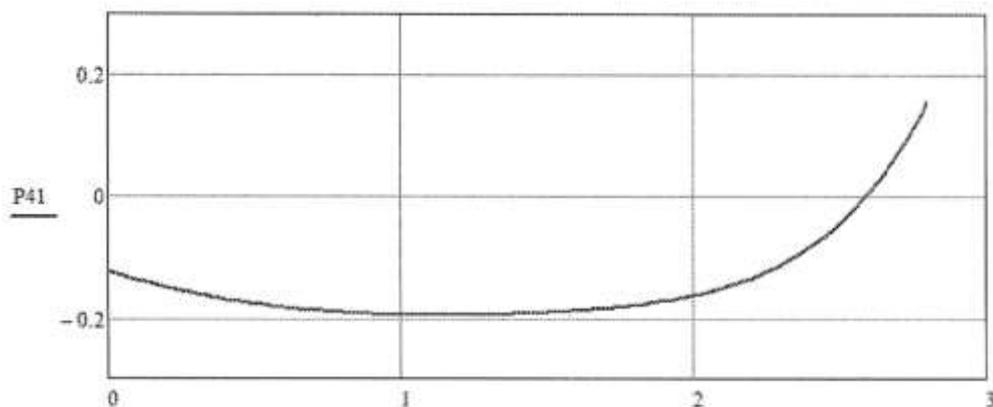


Рис.3.14. График скорректированной модели

Восстановим регрессию $P(x)$ при $a = 3^\circ$.

$$P(x) = -0,125 - 0,451x_1 + 2,66x_2 - 8,198x_3 + 12,802x_4 - 10,891x_5 + 4,511x_6 - 1,245x_7 + 0,122x_8$$

Коэффициент детерминации $R = 0.84$;

Коэффициент Дарбина - Уотсона $DW = 0.99$.

Скорректированная модель имеет вид:

$$P(x) = -0,121 - 0,186x_1 + 0,107x_2 - 0,014x_5 + 0,004x_6$$

Коэффициент детерминации $R^2 = 0.9$;

Коэффициент Дарбина-Уотсона $DW = 1.14$.

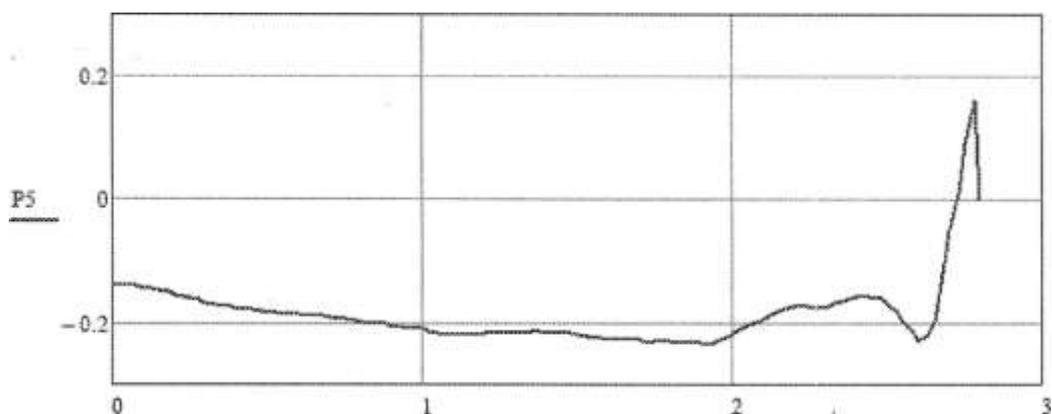


Рис.3.15 Изменение коэффициента давления по данным эксперимента

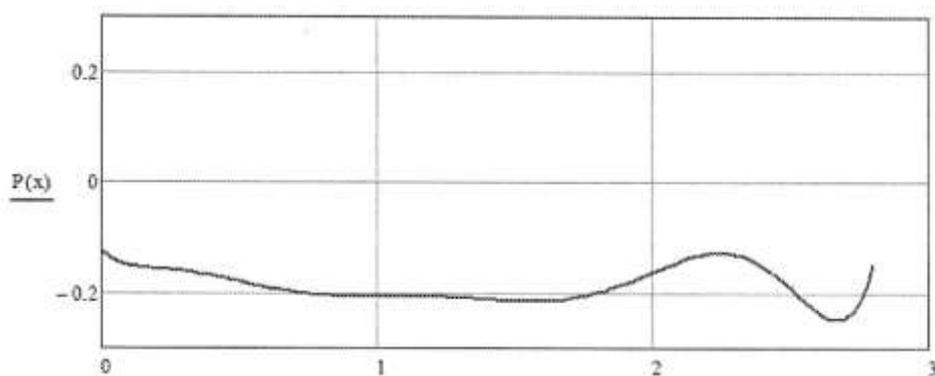


Рис.3.16. График восстановленной регрессии $P(x)$ при $\alpha = -3^\circ$

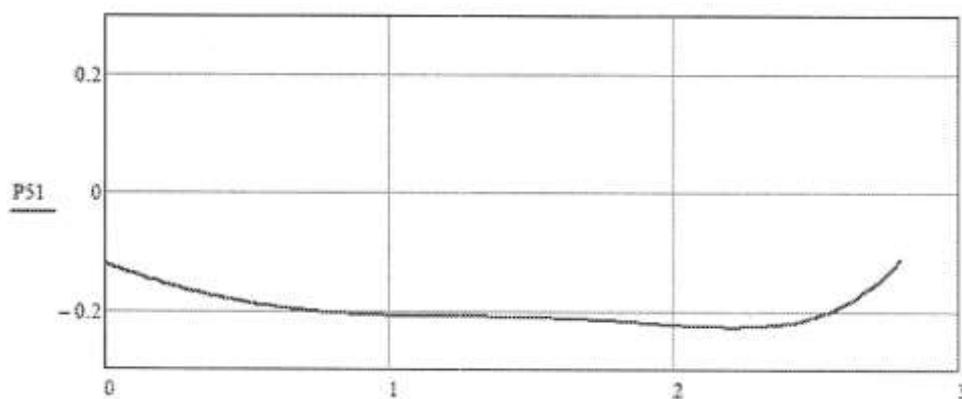


Рис.3.17 График скорректированной модели

Выводы

Исследование математических моделей и алгоритмов синтеза аэродинамических характеристик БПЛА для решения задачи оценки полноты

аэродинамических характеристик БПЛА по экспериментальным данным приводит к следующим результатам:

1. Полученная аэродинамическая модель в решении задачи оценки полноты аэродинамических характеристик БПЛА по экспериментальным данным позволила получить траекторию движения БПЛА, которая расходится с данными эксперимента с точностью порядка 10^{-9} . При этом величина промаха улучшилась со значения $8.1410825E-02$ до $2.5440883E-03$;
2. Проведен статистический анализ значимости отдельных коэффициентов аэродинамической модели и структурный синтез аэродинамического коэффициента C_z по статистическим критериям полноты аэродинамической модели;
3. Проведен статистический анализ коэффициента давления на носовой части БПЛА для различных углов атаки, в результате которого были выведены несущественные элементы модели распределения коэффициента давления.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основании исследований, проведенных в работе, получены следующие результаты:

1. Проведен анализ существующих подходов к решению задач идентификации характеристик сложных технических систем по экспериментальным данным;
2. Разработана методика статистического анализа структурно-параметрических проектных связей аэродинамических характеристик БПЛА. На основе статистического синтеза представлено восстановление проектно-функциональных связей между проектными параметрами и критериальными оценками. При этом оценка полноты экспериментальной (аппроксимирующей) модели осуществляется по критериям детерминации и Дарбина – Уотсона;
3. Разработана методика идентификации аэродинамических характеристик БПЛА на основе статистических оценок полноты модели БПЛА по экспериментальным данным;
4. Разработаны аэродинамические модели и алгоритмы синтеза аэродинамических характеристик БПЛА по оценке полноты моделей БПЛА по экспериментальным данным;
5. Полученная аэродинамическая модель в решении задачи оценки полноты аэродинамических характеристик БПЛА по экспериментальным данным позволила получить траекторию движения БПЛА, которая расходится с данными эксперимента с точностью порядка 10^{-9} . При этом величина промаха улучшилась со значения $8.1410825E-02$ до $2.5440883E-03$;
6. Проведен статистический анализ значимости отдельных коэффициентов аэродинамической модели и структурный синтез аэродинамических характеристик по статистическим критериям полноты аэродинамической модели, в результате которого были выведены расчетные значения аэродинамических коэффициентов по экспериментальным данным;

7. Проведен статистический анализ коэффициента давления на носовую часть БПЛА для различных углов атаки, в результате которого были выведены несущественные элементы модели распределения коэффициента давления;
8. Разработаны алгоритмы, программы и численные решения задачи оценки полноты полученной модели БПЛА по данным летных испытаний на языке Compaq Visual Fortran 6.5 для реализации программно-методического комплекса статистического моделирования измерительной информации по синтезу проектных решений БПЛА по экспериментальным данным.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Андрейчиков А.В., Костерин В.В. Эвристический автоматизированный морфологический синтез сложных технических систем. — М: Программные продукты и системы. —1991 —N 1.
2. Айвазян С.А. Экстремальная формулировка основных проблем прикладной статистики //Программно-алгоритмическое обеспечение прикладного многомерного статистического анализа: Ереван,09/1979 г. — С. 24—49.
3. Айвазян С.А., и др. Классификация многомерных наблюдений. М.: Статистика. 1974 г. С-240.
4. Айвазян С. А., и др. Анализ данных, прикладная статистика и построение общей теории автоматической классификации. М.: Финансы и статистика, 1985 г. С-522.
5. Айвазян С. А., и др. Прикладная статистика. Основы моделирования и первичная обработка данных. М. Финансы и статистика, 1983г. С-472.
6. Айвазян С. А., и др. Прикладная статистика. Исследование зависимостей. М.: Финансы и статистика, 1985 г. С-488
7. Алгоритмы и программы восстановления зависимостей/ Под ред. В. Н. Вапикиа. — М.: Наука, 1984 г. С—816.
8. Афонин П.М., и др Беспилотные летательные аппараты. М.: Машиностроение, 1967 г.
9. Балык В. М., Игнатъев И. Н., Кулакова Р Д., Никулин А. М., Щербак П. В. Синергетические модели выбора управления движением ЛА в условиях действия факторов неопределенности. /Сб. тезисов докладов XXX\ЧП Чтений К.Э. Циолковского — Калуга: 2003.
10. Балык В. М., Игнатъев И. Н., Кулакова Р. Д., Никулин А. М., Щербак П. В. Выбор оптимальных законов управления летательным аппаратом по аппроксимирующим алгоритмам. /Сб. тезисов докладов XXX\ЧП Чтений К.Э. Циолковского — Калуга: 2003.
11. Балык В. М, и др Структурно - параметрическая самоорганизация сложных технических систем. /Деловая слава России — 2007г, вып. 2.

12. Балык В.М. Статистический синтез проектных решений при разработке сложных систем. М.: МАИ. 2011г. С - 278.
13. Балык, В. М. Модификация проектных решений при статистическом синтезе обликковых характеристик беспилотного летательного аппарата / В. М. Балык, Р. Д. Кулакова, Л. Б. Хесин // Вестник Московского авиационного института. – 2011. – Т. 18, № 2. – С. 31-40. – EDN NTERMJ..
14. Балык, В. М. Статистическая оценка полноты летных испытаний летательных аппаратов / В. М. Балык, Д. Н. Зенков // Труды МАИ. – 2011. – № 49. – С. 12. – EDN OPBJRD.
15. Баскин В.А., Брюнин А.В., Брюнин В.Н., Моренко А.В., Сударенко Д.А. Словарь — справочник по структурно-параметрическому описанию, моделированию и проектированию информационных систем, /сер. 3. Нано- и микроэлектроника. — М.: Электронная техника, 2005. — вып. 1.
16. Берестов Л.М., Поплавский Б.К., Мирошниченко Л.Я. Частотные методы идентификации летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1985. С-184.
17. Брусов В.С. и др Оптимальное проектирование летательных аппаратов: Многоцелевой подход. — М.: Машиностроение, 1989г. С - 232
18. Быстров Р.П., Гвоздев А.Е., Немцев А.В., Потапов А.А., Шеремет И.Б., Современное состояние и перспективы развития беспилотных летательных аппаратов ведущих государств мира. - М.: «Типография 3 ЦНИИ минобороны России» - 2016. С– 399.
19. Вабищевич П.Н. Численное моделирование. —М: МГУ, 1993. С-152.
20. Васильченко К.К., Кочетков Ю.А., Леонов В.А., Поплавскийю Б.К. Структурная идентификация математической модели движения самолета /.-М.: Машиностроение, 1993. С-351.
21. Васильченко К.К., Леонов В.А., Пашковский И.М., Поплавский Б.К. Летные испытания самолетов . -М.: Машиностроение, 1996. С-719.
22. Володин В.В., Юргенсон АЛ. Авиационная и ракетная техника на международных авиасалонах 2002 г. Аналитический обзор по материалам

- международных выставок. — М.: ОАО "В/О АВИАЭКСПОРТ", 2003 г. С— 136.
23. Голубев И.С., Самарин А.В. Проектирование конструкций летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1991. С— 512.
24. Грешилов А.А. и др Математические методы построения прогнозов. - М: Радио и связь, 1997 г. С-112.
25. Гришко А. К., Чан Минь Хай, Юрков Н.К. Структурно-параметрический синтез беспилотных систем в условиях неопределенности на основе статистического анализа экспериментальных данных // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. № 2. 2024. С. 7-12.
26. Грумондз В.Т, Яковлев Г. А. Движение двухрядного аппарата в нестационарной каверне после приводнения. — М: Издательство МАИ, 1999 г. С-87.
27. Грумондз В. Т., Яковлев Г.А. Алгоритмы аэрогидробаллистического проектирования, — М: МАИ, 1994 г. С— 304.
28. Гуляев В.В., Демченко О.Ф., Долженков Н.Н. и др.; Под ред. В.А. Подобедова. Математическое моделирование при формировании облика летательного аппарата . -М.: Машиностроение, 2005. С-495.
29. Джонс Д. Ж. К. Методы проектирования. — М.: Мир, 1986 г. С-326.
30. Дубов Ю.А. и др Многокритериальные модели формирования и выбора вариантов систем. М.: Наука, 1986 г. С-296.
31. Дубров А.М. и др Многомерные статистические методы. — М.: Финансы и статистика, 1998г. С-369.
32. Егер С.М., Лисейцев Н.К., Самойлович О.С. Основы автоматизированного проектирования самолетов. — М.: Машиностроение, 1986 г. С— 232.
33. Емельянов СВ. и др. Модели и методы векторной оптимизации: кн. Техническая кибернетика. М.: ВИНТИ, 1973 г. - Т. 5.
34. Ерофеев А.А. Теория автоматического управления. /Учебник для вузов. - СПб, ФГУП, Политехника, 2002 г. С— 302.

35. Жданюк Б.Ф. Основы статистической обработки траекторных измерений- М.: Сов.радио, 1978. С-384.
36. Ивахненко А, I. Индуктивный метод самоорганизации моделей сложных систем. г. Киев: Наукова думка, 1981 г. С-296.
37. Ивахненко А. Г. Самоорганизация прогнозирующих моделей. -г. Киев: Техника, 1985 г. С-223.
38. Ивахненко А. Г. Долгосрочное прогнозирование и управление сложными системами. г. Киев: Техника, 1975 г. С — 312.
39. Ивахненко А.Г. и др. Справочник по типовым программам моделирования. – г. Киев: Технша, 1980г., С184.
40. Ивахненко А. Л. и др. Помехоустойчивость моделирования. г. Киев, Наукова думка, 1985 г. С- 216.
41. Ивахненко А.Г. и др. Моделирование сложных систем по экспериментальным данным. - М.: Радио и связь, 1987 г. С-119.
42. Калугин В. Т. И др. Численный метод расчета аэродинамических характеристик летательных аппаратов при сверхзвуковом обтекании: учеб, пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2007г. - 34 с.: ил. - Библиограф. с. 34. - ISBN 978-5-7038-3128-1.
43. Качанов Б.О., Хролович К.Б. Метод спектрально-временной идентификации продольного и бокового движения самолета //Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. -1993. №1. С. 22-26.
- 44.Королев С.П. Принципы и методы проектирования ракет большой дальности. /Творческое наследие академика Королева С.И. /Избранные труды и документы. М.: Наука, 1980 г.
45. Корсун О.Н. Идентификация продольного движения статически неустойчивого самолета, основанная на использовании параллельной модели //Известия академии наук. Теория и системы управления. -2001. -№3. -С.34-39.
46. Корянов В. В., Нгуен В. Т. Математическая модель информационного статистического синтеза беспилотных летательных

- аппаратов по экспериментальным данным. Инженерный журнал: наука и инновации 2016 г. № 2.
47. Кочеткова К.Д., Гришко А.К., Шолохов П.А., Чан М.Х. Беспилотные летательные аппараты как средство сбора информации в геодезии // Труды Международного симпозиума Надежность и качество. – 2024. – Т. 1. – С. 212–219.
48. Краснощеков П.С., Петров А.А. Принципы построения моделей. — М: MTV, 1983 г. С- 264.
49. Кринецкий Е.И., Александровская Л.Н., Шаронов А.В., Голубков А.С.; Под ред. Е.И. Кринецкого. Летные испытания ракет и космических аппаратов . - М.: Машиностроение, 1979. С- 464.
50. Кринецкий Е.И., Александровская Л.Н., Мельников В.С., Максимов Н.А.; Под общей редакцией Кринецкого Е.И. Основы испытаний летательных аппаратов . - М.: Машиностроение, 1989. С- 312.
51. Кулифеев Ю.Б., Подобедов В.А. Проверка достоверности расчетных динамических моделей летательных аппаратов в лабораторном эксперименте. Труды ВВИА им.проф.Н.Е.Жуковского. -1981. -Вып. 1309. -С. 15-21.
52. Куприков М. Ю. Структурно-параметрический синтез геометрического облика самолета при "жестких" ограничениях. М: МАИ, 2003 г. С-64.
53. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных ЛА. -М.: Машиностроение, 1973. С-616.
54. Лысенко Л.Н. и др. Теоретические основы баллистика-навигационного обеспечения космических полетов. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2014 г. - 518 с.: ил. - Библиограф. С. 505-512. - ISBN 978-5-7038–3891-4.
55. Макаров Ю.В. Летательные аппараты МАИ. — М.: МАИ, 1994.
56. Махонькин Ю.Е., Павлова З.А., Фальков А.И., Карачков В.И.. Автоматизированная обработка результатов измерений при летных испытаниях . -М.: Машиностроение, 1983. С-112.
57. Мишин В.П. и др. Введение в машинное проектирование летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1978г.

58. Мюллер И. Эвристические методы в инженерных разработках. — М.: Радио и связь, 1984 г. С— 142.
59. Нгуен Куанг Тхьонг, Назаров А. Н., Чан Минь Хай, Многофакторная и многокритериальная неопределенность при аэродинамическом моделировании БПЛА по летным данным// Журнал «Электромагнитные волны и электронные системы» №1 за 2017 г. С.59-68.
60. Нгуен Куанг Тхьонг, Назаров А. Н., Чан Минь Хай. Статистический подход к задаче идентификации аэродинамических характеристик беспилотного летательного аппарата по экспериментальным данным//Журнал «Успехи современной радиоэлектроники» №1 за 2017 г. С.10-16.
61. Нгуен К.Т, Нгуен Т.Л, Чан М.Х Задачи построения системы летательных аппаратов оптимального типажа на основе модификации метода динамических сгущений // сб. : Фундаментальные проблемы системной безопасности «Елецкий Государственный Университет им. И. А. Бунина» (Материалы III школы-семинара молодых ученых 26-27 мая 2016г. Часть II), Елец : ЕГУ им. Бунина, С.26-32
62. Нгуен К.Т, Чан М.Х Подход к исследованию задачи идентификации аэродинамических характеристик летательного аппарата по экспериментальным данным/конференция: «Фундаментально-Прикладные проблемы безопасности, живучести, надёжности, устойчивости и эффективности систем» посвящённой 95-летию со дня рождения выдающегося учёного академика АН СССР (РАН) Всеволода Сергеевича Авдуевского 1-4 февраля 2017г. Елец-2017 г. С. 259-264.
63. Нгуен. К. Т., Чан Минь Хай, Нгуен С.Т., Выбор проектных решений устойчивых к факторам неопределенности при разработке беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) С.265-272. / Международной научно-практической конференции, посвящённой 95-летию со дня рождения выдающегося учёного академика АН СССР (РАН) Всеволода Сергеевича Авдуевского 1-4 февраля 2017г. Елец-2017 г.

64. Нгуен, К. Т. Об задачах оценки проектных решений модели беспилотного летательного аппарата, устойчивой к многофакторной неопределенности / К. Т. Нгуен, М. Х. Чан // VI Международная научно-практическая конференция "Экологическая геология: теория, практика и региональные проблемы", Севастополь, 16–18 сентября 2019 года. Том Часть 2. – Севастополь: «Цифровая полиграфия», 2019. – С. 121-126. – EDN YENPCX.
65. Нгуен, К. Т. Задача информационно-статистического синтеза проектных параметров беспилотных летательных аппаратов по экспериментальным данным / К. Т. Нгуен, В. Т. Нгуен, С. Нгуен // Фундаментальные проблемы системной безопасности : материалы III школы-семинара молодых ученых: в 2 частях, Елец, 26–28 мая 2016 года. Том Часть II. – Елец: Елецкий государственный университет им. И.А. Бунина, 2016. – С. 16-26. – EDN WKZRHN.
66. Нгуен, Т. Л. Методика структурно-параметрического синтеза многоцелевой системы беспилотных летательных аппаратов в условиях неоднородного множества целевых задач : специальность 23.10.00 : диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук / Нгуен Тхань Лонг, 2022. – 138 с. – EDN UMBLSS.
67. Ногин В.Д. Принятие решений в многокритериальной среде: количественный подход / В.Д. Ногин. М.: Физматлит, 2002 г. С-144.
68. Одрин В.М. Метод морфологического анализа технических систем. / Курс лекций. — М.: ВНИИПИ, 1989. С-312
69. Орлов А.И. Прикладная статистика. /Учебник. — М.: Экзамен, 2004 г. С— 656.
70. Орлов С. А. Технологии разработки программного обеспечения. / Учебник для вузов — Сп-б: Питер, 2004 г. С - 480.
71. Панов В.В., Горчица Г.И., Балыко Ю.П., Ермолин О.В. Формирование рационального облика перспективных авиационных ракетных систем и комплексов. М. Машиностроение., 2010. С- 608.

72. Пашковский И.М., Леонов В.А., Поплавский Б.К. Летные испытания самолета и обработка результатов испытаний. -М.: Машиностроение, 1985. С-416.
73. Пащенко Ф. Ф. Введение в состоятельные методы моделирования систем: В 2-х ч. Ч.1. Математические основы моделирования. –М: Финансы и Статистика, 2006 г. – 288 с. Ч.2. Идентификация нелинейных систем. –М: Финансы и Статистика, 2007 г. С– 288.
74. Пащенко Ф.Ф., Чан Х.М., Нгуен К.Т. Статистический подход к оценке проектных решений экспериментальной модели беспилотного летательного аппарата, устойчивых к многофакторной неопределенности / Труды 11-й Международной конференции «Управление развитием крупномасштабных систем» (MLSD'2018, Москва). М.: ИПУ РАН, 2018. С. 316-321.
75. Пиявский С. А., Брусов В.С., Хвион Е. А. Оптимизация параметров многоцелевых летательных аппаратов. — М: Машиностроение, 1974 г. С — 168.
76. Прангишвили И.В., Пащенко Ф.Ф., Бусыгин Б.П. Системные законы и закономерности в электродинамике, природе и обществе. -М.: Наука 2001. С. 525.
77. Сафронов В.В. Основы системного анализа: методы многовекторной оптимизации и многовекторного ранжирования: монография. Саратов: Научная книга, 2009 г. С-329.
78. Святодух В. К. Динамика пространственного движения управляемых ракет-М: Машиностроение 1987 г.
79. Семенов С.С. и др. Корректируемые авиабомбы Российских ВВС. -М: Бедретдинов и Ко, 2005г. С87.
80. Соловей Э.Я. и др. Динамика систем наведения управляемых авиабомб. Под редакцией Е.С. Шахиджанова М. Машиностроение. 2006 г. С-328.
81. Справочник по типовым программам моделирования С74 / Ивахненко А.Г., Копа Ю.В., Степашко В.С. / Под.ред. Ивахненко А.Г. -Киев. Техника, 1980 г. С - 184.
82. Суслов В. И. и др. Эконометрия. - Новосибирск: СО РАН. 2005 г. С-744.

83. Тарасов Е.В. Алгоритмы оптимального проектирования летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1970 г.
84. Тарасов Е.В., Балык В.М. Логинов А.Б. Выбор о бликковых характеристик систем ЛА. М. МАИ, 1998 г.
85. Тарасов Е.В., Балык В.М. Методы принятия решений при проектировании технических систем. — М: Учебник МАИ, 1993 г.
86. Тарасов Е. В., Балык В. М., Методы проектирования летательных аппаратов. - М: Учебник МАИ, 2006 г. С-96.
87. Тарасов Е.В., Балык В.М. Теория принятия решений (аспекты принятия организационно-технических решений). - М.: Учебник МАИ, 1994 г.
88. Тарасов Е.В., Балык В. М, Устинов С.А., Шипов О.В. Методы оптимизации о бликковых характеристик технических объектов на примере ЛА и ЛСА. М.: МАМ, 1992 г.
89. Тарасов Е. В., Устинов С.А., Шипов О.В. Общее проектирование двухрядных аппаратов. М.: МАИ, 1992 г.
90. Трухаев Р.И. Модели принятия решений в условиях неопределенности. - М. Наука, 1981 г. С- 257.
91. Харьковова В.П., Математическое обеспечение задач управления, оценивания и идентификации летательных аппаратов и их систем: Научно-методические материалы /. -М.: ВВИА им. Н.Е.Жуковского, 1991. С-215.
92. ХиммельБПЛАу Д. Анализ процессов статистическими методами. — М: Мир, 1973 г. С —468.
93. Цеверов Д. Н. Проектирование беспилотных летательных аппаратов. — Мл Машиностроение, 1978 г. С— 264.
94. Чан Минь Хай, Нгуен Куанг Тхыонг, Пащенко Ф. Ф., Численное решение задачи оценки полноты характеристик беспилотного летательного аппарата методом структурно-параметрического синтеза//Журнал «Электромагнитные волны и электронные системы» №1 за 2018 г С.24-29.
95. Чан Минь Хай, Нгуен К. Т, Пащенко Ф. Ф., Статистических подход к оценке проектных решений экспериментальной модели беспилотного летательного

неопределенности/ Одиннадцатой международной конференции: Управление развитием крупномасштабных систем MLSD'2018, Москва Россия.

96. Чан, М. Х. Оценка полноты аэродинамических характеристик БЛА в условиях неопределенности / М. Х. Чан, К. Т. Нгуен // Дистанционные образовательные технологии : Сборник трудов VIII Международной научно-практической конференции, Ялта, 19–21 сентября 2023 года. – Симферополь: Общество с ограниченной ответственностью «Издательство Типография «Ариал», 2023. – С. 278-280. – EDN PVVXKB.
97. Чан М.Х., Юрков Н.К., Нгуен К.Т. О задаче полноты аэродинамических характеристик БЛА в условиях неопределенности // Таврический вестник информатики и математики. № 2 (59). 2023. С. 87-89.
98. Черноруцкий И. Г. Методы оптимизации в теории управления. /Учебное пособие. — СПбл Питер, 2004 г. С— 256.
99. Чумак П.И., Кривокрысенко В.Ф. Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов. — Мл Патриот, 1991 г. С— 238.
100. Рябова А. В., Тертычный-Даури В.Ю. Элементы теории устойчивости. Учебное пособие. —СПб: Университет ИТМО, 2015 г. С— 208.
101. Chapman G.T. , Kirk D.B. A method for extracting aerodynamic coefficients from free-flight data // AIAA J. 1970. - № 4. - P. 753.
102. Eugene A. Morelli. In-flight system identification // AIAA.- 1998.- No. AIAA-98-4261.
103. Hamparsum Bozdogan. Statistical Data Mining and Knowledge Discovery. Chapman&Hall/CRC, 2004 — 595p.- ISBN 1-58488-344-8
104. Klein V. Estimations of Aircraft Aerodynamic Parameters from Flight Data //Prog. Aerospace Sci. -1989. -V.26. -P.1-77.
105. Madala H.R. and Ivakhnenko A.G. Inductive Learning Algorithms for Complex Systems Modeling. CRC Press Inc., Boca Raton, 1994, p.384.
106. Morelli E.A., Klein V. Determining the accuracy of aerodynamic model parameters estimated from flight test data // AIAA. 1995. - № 95-3498.

107. Nguyen Quang Thuong, Tran Minh Hai, Nguyen Xuan Tien, Pham Tuan Anh On the Statically Method Selection of Unmanned Aerial Vehicle Characteristic Stable to Multifactor Uncertainty. 11th IEEE International Conference Application of information and communication technologies-(AICT), Moscow, Russian, 20-22 September, 2017. DOI: 10.1109/ICAICT.2017.8687294.
108. Raol J.R. Estimation of aerodynamic derivatives of projectiles from aeroballistic range data using maximum likelihood method // IE(I) Journal-AS. 1990. - Vol. 71, September. P. 17-20.
109. S.J. Farlow, The GMDH algorithm, in: S.J. Farlow (Ed.), Self-organizing Methods in Modeling: GMDH Type Algorithms, Marcel Dekker, New York, 1984, pp. 1-24.
110. Tran Minh Hai, N.Q. Thuong, Pashchenko F.F. A statistical approach to correct the projective solutions for development of unmanned aerial vehicles based on stable mathematical models under uncertainty conditions. 11th International Conference «Management of Large-scale System Development» (MLSD), Moscow, Russian, 01-03 October, 2018. DOI: 10.1109/MLSD.2018.8551945.
111. Tran, M. H. Neuro-fuzzy approach to the problem of identification and correction of experimental UAV models resistant to Multi-factor uncertainty / M. H. Tran // Transactions of the International Symposium on Reliability and Quality. – 2024. – Vol. 2. – P. 179-181. – EDN HIJLYK.
112. Yurkov, N.K., Grishko, A.K., Lysenko, A.V., Danilova, E.A., Kuzina, E.A. Intellectual Method for Reliability Assessment of Radio-Electronic Means 2018 International Conference on Actual Problems of Electron Devices Engineering, APEDE 2018, Saratov; Russian Federation; 27-28 September 2018, Pages 105-112. DOI: 10.1109/APEDE.2018.8542360.

ПРИЛОЖЕНИЕ №1 Головная программа и программы аэродинамики

Головная программа

- Ввод исходных данных: начальные значения аэродинамических производных для статистических расчетов аэродинамических коэффициентов: c_x , c_y , c_z , m_y , m_z (движение без крена: $m_x=0$). Они задаются в виде границ (конкретный оптимальный расчет в этих границах выбирается блоком оптимизации).

- Задание нижних и верхних границ на аэродинамические производные по c_x , c_y , c_z , m_y , m_z .

Входные данные:

0- рабочий параметр

26 - число варьируемых параметров

1- максимум (рабочий параметр)

-1 - минимум (рабочий параметр)

10 - (рабочий параметр)

0.2 - (рабочий параметр)

0.02 - (рабочий параметр)

2 - (рабочий параметр)

1 - (рабочий параметр)

4 - (рабочий параметр)

50 - число поисковых шагов в локальной оптимизации

10 - число поисковых шагов в глобальной оптимизации

2. Подпрограмма: SIS

Оптимизация аэродинамических производных.

3. Подпрограмма: I

Выбора проектных параметров в роли которых выступают аэродинамические производные

4. Подпрограмма: bbb

Локальная оптимизация аэродинамических производных.

5. Подпрограмма: rnorm - датчик случайных чисел распределенных по нормальному закону.

6. Подпрограмма: dcom, solve - решение системы линейных неоднородных алгебраических уравнений.

7. Подпрограмма: fun:

+Расчет критерия оптимальности.

8. Подпрограмма: raschet

+рассчитывается критерий оптимальности (промах) по заданным аэродинамической и траекторной моделям.

+ рассчитывается модельный полином для c_x, c_y, c_z, m_y, m_z

+ рассчитывается аэродинамическое качество $|c_y / c_x| = K_a$

Программы аэродинамики

Program Dipl

real x(3), alfa, beta, PI

PI=3.14159265

x(1) = 1.5 !ДЛИННА КРЫЛА

x(2) = 100 !K1 Y

x(3) = 2 !K2 Z

!alfa = 10.0 * PI / 180.0

!teta = 10.0 * PI / 180.0

!call aurodin (x, alfa, beta)

callldinamik (x)

end

subroutine aurodin (x, alfa, beta, beta y, beta z, CX, CY, CZ, mz, my, Sy, Sx, Sz)

real kr_nec_X05,kr_nec_X0,kr_nec_X1,kr_nec_L,kr_nec_B0,kr_nec_Sred,kr_nec_Xyst,kr_nec_Bb,PI

real kr_nec_Bk, kr_nec_n, kr_nec_Bsr_g,kr_nec_S
,kr_nec_Lamda,kr_nec_n_kr,kr_nec_Sk,kr_nec_X_kr_CAX,kr_nec_X_kr_yst,L11,Maxx,K_bolshoe_
zv_alfa,K_maloe_zv_alfa,K_bolshoe_alfa,K_maloe_alfa

realk_op

realCy_iz_kr,alfa,tetay,tetaz,S_fiz_odt, Cx_tren_kr, cff, c_, CX, CY,CZ, Ka, mz, my, betta

real x(3)

real value1,value2,Sy, Sx, Sz

c_ =0.01

$$x(1) = 1.5$$

$$m = 250 \text{ /Масса БПЛА в кг./}$$

$$\text{Махх} = 0.9 \text{ / Число маха /}$$

$$H_c = 8 \text{ /Высота сброса /}$$

$$G = 9.8$$

$$V_{\text{vazk}} = 7.2995e-5 \text{ /Кинематический коэф-т вязкости /}$$

$$a = 331 \text{ /Скорость звука /}$$

$$V = \text{Махх} * a$$

$$\text{PI} = 3.14159265$$

$$X_{\text{centr_mass}} = 1.6$$

$$\text{teta_fiz_zad} = 7 * \text{PI} / 180 \text{ /Угол перепада между корпусами фюзеляжа /}$$

$$\text{teta_fiz_nos} = 15 * \text{PI} / 180$$

$$r_{\text{nos}} = 0.075 \text{ /Радиус носа /}$$

$$d_{\text{fiz_osn}} = 0.255 \text{ /Диаметр основной части корпуса /}$$

$$d_{\text{fiz_zad}} = 0.200 \text{ /Диаметр зада /}$$

$$L_{\text{d_fiz_zad}} = 0.282 \text{ /Длина зада /}$$

$$L_{\text{fiz_koso}} = 0.224$$

$$L_{\text{fiz}} = 3.200$$

$$L_{\text{fiz_nos}} = 0.388$$

$$L_{\text{d_fiz_osn}} = L_{\text{fiz}} - L_{\text{fiz_koso}} - L_{\text{fiz_nos}} - L_{\text{d_fiz_zad}}$$

$$S_{\text{fiz_midel}} = \text{PI} * (d_{\text{fiz_osn}} ** 2) / 4 \text{ /Площадь миделя фюзеляжа /}$$

$$\text{Landa_fiz} = L_{\text{fiz}} / d_{\text{fiz_osn}} \text{ /Удлинение фюзеляжа /}$$

$$\text{Landa_fiz_nos} = 1 / (2 * \text{TAN}(\text{teta_fiz_nos}))$$

$$S_{\text{fiz_odt}} = 2.39$$

/Оперение /

$$\text{Landa_op} = 0.5$$

$$kr_{\text{op_S}} = 0.364$$

/Несущее крыло /

$$kr_nec_L = x(1) \text{ /Длина крыла /}$$

$$kr_nec_B0 = 0.173 \text{ /Корневая хорда/}$$

$$kr_nec_X0 = 10*PI/180 \text{ /Передний угол стреловидности /}$$

$$kr_nec_X1 = 8*PI/180 \text{ /Задний угол стреловидности /}$$

$$kr_nec_Sred = 0.9 \text{ /Средняя относительная толщина профиля изолированного крыла /}$$

$$kr_nec_Xyst = 1.595 \text{ /Расстояние от носа фюзеляжа до начала корневой хорды /}$$

$$kr_nec_Bb = 0.164 \text{ /Длина бортовой хорды /}$$

/Далее автоматически /

$$kr_nec_Bk = (kr_nec_B0 - \text{TAN}(kr_nec_X0) * kr_nec_L / 2) + \text{TAN}(kr_nec_X1) * kr_nec_L / 2 \text{ /Длина концевой хорды крыла /}$$

$$kr_nec_n = kr_nec_B0 / kr_nec_Bk \text{ /Сужение крыла /}$$

$$kr_nec_Bsr_g = (kr_nec_B0 + kr_nec_Bk) / 2 \text{ /Средняя геометрическая хорда крыла /}$$

$$kr_nec_S = (kr_nec_B0 + kr_nec_Bk) * kr_nec_L / 2 \text{ /Площадь крыла в плане вкл подфиз часть /}$$

$$kr_nec_Lamda = kr_nec_L ** 2 / kr_nec_S \text{ /Размах крыла /}$$

$$kr_nec_n_kr = kr_nec_n - (d_fiz_osn * (kr_nec_n - 1) / kr_nec_L) \text{ /Сужение изолированного крыла /}$$

$$kr_nec_X05 = \text{ATAN}((\text{TAN}(kr_nec_X0) + \text{TAN}(kr_nec_X1)) / 2) \text{ /Угол стреловидности /}$$

$$kr_nec_Sk = kr_nec_S * (1 - ((d_fiz_osn * (kr_nec_n - 1)) / (kr_nec_L * (kr_nec_n + 1)))) * (1 - (d_fiz_osn / kr_nec_L)) \text{ /Площадь изолированного крыла /}$$

$$kr_nec_X_kr_CAX = (kr_nec_n_kr + 2) * \text{TAN}(kr_nec_X0) / (kr_nec_n_kr + 1) \text{ /Расстояние от начала бортовой хорды крыла до начала CAX консоли /}$$

$$kr_nec_X_kr_yst = kr_nec_Xyst + (d_fiz_osn * \text{TAN}(kr_nec_X0) / 2) \text{ /Расстояние от начала бортовой хорды до носа /}$$

$$kr_nec_nk = kr_nec_n - (d_fiz_osn / kr_nec_L) * (kr_nec_n - 1)$$

$$kr_nec_kr_CAX = (4 * kr_nec_Sk / (3 * (kr_nec_L - d_fiz_osn))) * (1 - (kr_nec_nk / (kr_nec_nk + 1)) ** 2) \text{ /Средняя аэродинамическая хорда /}$$

/Коэффициент подъёмной силы изолированного крыла /

/График зависимости рис 3.6 /

$$\text{value0} = 100 / kr_nec_Lamda$$

/График зависимости рис 3.7 /

$$\text{value1} = 0.4333 * kr_nec_Lamda$$

value2 = kr_nec_Lamda*TAN(kr_nec_X05)

/Вычисление зависимости рис.3.5 /

!Cy_iz_kr = GetValueSQL(kr_nec_Lamda,123)

Cy_iz_kr = (0.004*value0+0.028)*kr_nec_Lamda /Коэффициент подъёмной силы изолированного крыла /

/Относительный диаметр корпуса /

D_=d_fiz_osn/kr_nec_L

L11 = kr_nec_Xyst+(kr_nec_Bb/2)

/Относительная толщина вытеснения /

b_zvezd_ = 0.093* L11/((V*L11/Vvazk)**0.2*d_fiz_osn) *(1+0.4*Maxx+0.147*(Maxx**2)-0.006*(Maxx**3))

x_noss = 0.6+0.4*(1- 2.71828182**(-0.5*L11/d_fiz_osn))

x_mm = 1

x_p_s = (1-(2*(D_**2)*b_zvezd_)/1-D_**2)*(1 - (D_*b_zvezd_*(kr_nec_n_kr-1)/((1-D_)*(kr_nec_n_kr+1))))

K_bolshoe_zv_alfa = 1+3*D_-(D_*(1-D_)/kr_nec_n_kr)

K_maloe_zv_alfa = ((1+0.41*D_**2)*(1+3*D_-D_*(1-D_)/K_bolshoe_zv_alfa)/(1+D_)**2

K_bolshoe_alfa = K_bolshoe_zv_alfa*x_p_s*x_mm*x_noss

K_maloe_alfa = K_maloe_zv_alfa * x_p_s*x_mm*x_noss

K_bolshoe_zv_tet = K_maloe_zv_alfa

K_maloe_zv_tet = (K_maloe_zv_alfa**2)/ K_bolshoe_zv_alfa

/Коэффициенты подъёмных сил изолированного крыла /

Cy_iz_kr_alfa = Cy_iz_kr*2*K_bolshoe_alfa*kr_nec_S/S_fiz_midel *0.1

/Коэффициенты подъёмных сил изолированного оперения (рассчитаны в MathCad) /

Cy_iz_op_alfa = 0.4

Cy_iz_op_tet= 0.283

/Коэффициенты подъёмных сил изолированного корпуса (рассчитаны в MathCad) /

Cy_iz_fiz = 0.03

k_op = 0.85

$$C_{y_teta} = (2^{**}0.5)*C_{y_iz_op_tet}*k_op$$

$$C_{y_alfa} = C_{y_iz_fiz} + C_{y_iz_kr_alfa} + C_{y_iz_op_alfa}*k_op$$

/Расчёт коэффициентов подъёмных сил /

$$C_y = C_{y_alfa} * alfa + C_{y_teta} * tetta_y$$

$$C_z = C_{y_alfa} * (-betta) + C_{y_teta} * (-tettaz)$$

/Расчёт коэффициента сопротивления /

$$n_c_kr = 1.15$$

$$Ren_kr = V*kr_nec_L/Vvazk$$

$$cff = 3.0303030e-11 * Ren_kr + 0.00503$$

$$C_{x_tren_kr} = cff * 0.5 * kr_nec_S / S_fiz_odt$$

$$C_{x_voln} = 0.06 * kr_nec_Lamda * c_$$

$$C_{x0_iz_kr} = C_{x_voln} + C_{x_tren_kr}$$

$$C_{xi_iz_kr} = (C_{y_iz_kr_alfa}*K_bolshoe_alfa + 57.3*0.071*(C_{y_iz_kr_alfa}^{**}2))* kr_nec_S / (57.3*S_fiz_midel)*0.01$$

$$C_{x0_iz_fiz} = 0.009$$

$$C_{xi_iz_fiz} = 0.03$$

$$C_{x0_iz_op} = 0.001$$

$$C_{xi_iz_op} = 0.02$$

$$S_{xkr} = (kr_nec_Lamda - d_fiz_osn)*c_$$

$$S_{xop} = (Landa_op - d_fiz_zad)*c_$$

$$C_{x0} = 1.3 * (C_{x0_iz_fiz} + C_{x0_iz_kr}*(S_{xkr}/S_fiz_midel) + C_{x0_iz_op}*(S_{xop}/S_fiz_midel))$$

$$C_{xi} = C_{xi_iz_fiz}*abs(alfa) + C_{xi_iz_kr}*abs(alfa) + C_{xi_iz_op}*abs(alfa)$$

$$C_{xi} = C_{xi_iz_fiz} + C_{xi_iz_kr} + C_{xi_iz_op}$$

$$CX = C_{x0} + C_{xi}$$

$$CX = 0.2$$

$$S_y = kr_nec_Sk + S_fiz_odt/2 + kr_op_S$$

$$S_x = S_fiz_midel$$

Sz = Sy

/ Расчёт аэродинамических фокусов /

/Центр давления корпуса /

x_focus_a_fiz = 1.619

/Центр давления оперения /

x_focus_a_op = 3.035

/Расчёт центра давления крыла /

x_fa_iz_op = kr_nec_Xyst + kr_nec_X_kr_CAX + kr_nec_kr_CAX * 0.1

f1 = (-0.04125*D_+0.04125)*kr_nec_L/2

x_fa_op_delta = x_fa_iz_op - f1*TAN(kr_nec_X05)

x_fa_fii = kr_nec_X_kr_yst + kr_nec_Bb * 0.3

x_focus_a_kr = (x_fa_iz_op + (K_maloe_alfa-1)*x_fa_op_delta+(K_bolshoe_alfa -
K_maloe_alfa)*x_fa_fii)/K_bolshoe_alfa

/Коэффициенты моментов /

!mz = Cy_iz_fiz * alffa * (X_centr_mass - x_focus_a_fiz)/ L_fiz + Cy_iz_kr_alfa * alffa *
(X_centr_mass - x_focus_a_kr)/ L_fiz + Cy_iz_op_tet * tettay * (X_centr_mass - x_focus_a_op)/
L_fiz

mz = Cy_iz_op_tet * tettay * (X_centr_mass - x_focus_a_op)/ L_fiz

my = -Cy_iz_fiz * betta * (X_centr_mass - x_focus_a_fiz)/ L_fiz - Cy_iz_kr_alfa * betta *
(X_centr_mass - x_focus_a_kr)/ L_fiz - Cy_iz_op_tet * tettaz * (X_centr_mass - x_focus_a_op)/ L_fiz

print*, 'Cy = ', Cy, 'Cz = ', Cz, 'Cx = ', Cx, 'mz = ', mz, 'my = ', my, ' '

print*, 'mz = ', mz, 'my = ', my, ' '

pause

end

subroutinedinamik (VAR)

real VAR(3)

real Cx, Cy, Cz,

Ldalnost,H,m,Jm,ro,Vn,Vx,Vy,Vz,V,dt,G,g0,x,z,y,xc,zc,yc,q,rn,DddH,promax,Sy,Sx,Sz,ryl

realTeta, Alfa, Meta, Ka, mza, mya, Beta,t, Mz, Mx, My

```
open (1,file='H.txt')
open (2,file='x.txt')
open (3,file='z.txt')
open (4,file='t.txt')
open (5,file='V.txt')
open (6,file='Wz.txt')
open (7,file='Wy.txt')
open (8,file='alfa.txt')
open (9,file='Beta.txt')
open (10,file='Teta.txt')
open (11,file='Xs1.txt')
open (12,file='Ys1.txt')
open (13,file='Zs1.txt')
open (14,file='RulY.txt')
open (15,file='RulZ.txt')
open (16,file='MY1.txt')
open (17,file='MZ1.txt')
open (18,file='kach.txt')
open (19,file='CX.txt')
open (20,file='CY.txt')
open (21,file='CZ.txt')
open (22,file='NY.txt')

H = 10000

Teta = 0

Alfa = 0

Meta = 0

Beta = 0

m = 250
```

$J_m = 90000$

$g_0 = 9.81$

$r_0 = 1.27$

$S = 0.07065$

$L = 1.5$

$V_n = 400.$

$V_x = V_n \cdot \cos(\text{Teta})$

$V_y = V_n \cdot \sin(\text{Teta})$

$V_z = 0$

$V = V_n$

$dt = 0.1$

$G = m \cdot g_0$

$t = 0$

$y = H$

$H_c = 0$

$z = 0$

$x = 0$

$x_c = 50000$

$z_c = 0$

$y_c = 0$

$q = 0$

$\text{del1} = 0$

$\text{del2} = 0$

$W_z = 0$

$W_y = 0$

do while ($H \geq -0.00001$)

$t = t + dt$

if ($t == 50$) pause

```

callatm (H,rn)

print*,rn

print*,V

  q=rn *(V**2)/2.

print*,q

print*,'Alfa_c = ', Alfa*180./3.141598, '| Beta_c = ', Beta*180./3.141598

print*,'del1_y = ', del1*180./3.141598, '| del2_z = ', del2*180./3.141598

callaurodin (VAR, Alfa, Beta, del1, del2, Cx, Cy, Cz, mza, mya, Sy, Sx, Sz)

Xs=Cx*q*Sx

Ys=Cy*q*Sy

Zs=Cz*q*Sy

Ny = Ys/G

Mz=mza*q*S*L/2

  My=mya*q*S*L/2

Mx = 0

Ka=ABS(CY/CX)

Wz=Wz+(Mz/Jm)*dt

  if(abs(Wz).gt.10.) wz=2

Wy=Wy+(My/Jm)*dt

  if(abs(Wy).gt.10.) wy=0.01

  V = V + ((-Xs - G * sin(Teta))/ m) * dt

V=V-(Xs/m-G*SIN(Teta)/m)*dt

Teta = Teta + ((-Ys - G * cos(Teta)) / (m * V))* dt

Teta=Teta+(Ys/(m*V)-G*COS(Teta)/(m*V))*dt

Teta=Teta-(Ys/(m*V)-G*COS(Teta)/(m*V))*dt

  !if ((Teta*180/3.14) >= 15) then

Teta = 15*3.14/180

  !end if

```

```

if ((Teta*180/3.14) <= -15) then
Teta = -15*3.14/180
end if

Meta=Meta+(Zs/(m*V))*dt
Meta=Meta-(Zs/(m*V*COS(Teta)))*dt
Tang=Tang+Wz*dt
Dang=Dang+Wy*dt
Alfa=Teta-Tang
!if ((Alfa*180/3.14) >= 17) then
Alfa = 17*3.14/180
end if
if ((Alfa*180/3.14) <= -17) then
Alfa = -17*3.14/180
!end if

Beta=Meta-Dang
print*, 'V = ',
DddX=V*cos(Teta)*cos(Teta)*dt
x=x+V*cos(Teta)*cos(Meta)*dt
DddH=V*sin(Teta)*cos(Meta)*dt
H=H-V*sin(Teta)*cos(Meta)*dt
H=H+V*sin(Teta)*dt
z=z+V*cos(Teta)*sin(Meta)*dt
z=z-V*cos(Teta)*sin(Meta)*dt
promax=((zc-z)**2+(xc-x)**2+H**2)**(0.5)
Fz=atan((H-Hc)/(xc-x+xc/420.))
Fz=atan((H-Hc)/(xc-xc/420.))
Gz=atan((zc-z)/(xc-x))

```

```
del1=VAR(2)*(Fz+Teta)
if ((del1*180/3.14) >= 17) then
    del1 = 17*3.14/180
end if

    if ((del1*180/3.14)<=-17) then
        del1 = -17*3.14/180
    end if

del2=VAR(3)*(Gz+Meta)
if ((del2*180/3.14)>=17) then
    del2 = 17*3.14/180
end if

    if ((del2*180/3.14)<=-17) then
        del2 = -17*3.14/180
    end if

print*,'H = ', H
print*,'x = ', x
if (x > xc+50) then
print*,'Promax!!!!'
exit
end if
if (V < 0.01) then
    H=-0.1
end if
write(1,*)H
write(2,*)x
write(3,*)z
write(4,*)t
write(5,*)V
```

```
write(6,*)Wz
write(7,*)Wy
write(8,*)Alfa*180./3.14
write(9,*)Beta*180./3.14
write(10,*)Teta*180./3.14
write(11,*)Xs
write(12,*)Ys
write(13,*)Zs
write(14,*)del1*180./3.14
write(15,*)del2*180./3.14
write(16,*)My
write(17,*)Mz
write(18,*)Ka
write(19,*)CX
write(20,*)CY
write(21,*)CZ
write(22,*)Ny
print*,promax,'Результат промаха'
end do
close (1)
close (2)
close (3)
close (4)
close (5)
close (6)
close (7)
close (8)
close (9)
```

```
close (10)
close (11)
close (12)
close (13)
close (14)
close (15)
close (16)
close (17)
close (18)
close (19)
close (20)
close (21)
close (22)
end

subroutineatm (H,rn)
real H, rn, ro
ro=1.225
rn=ro*(1-H/44308)**4.2553
end

real function Cy_iz_kr1 (xz,yz)
realxz,yz !
integer, parameter :: n = 15 !
real x(5),y(3)
integer, parameter :: KXORD = 3, KYORD = 3
real XKNOT(KXORD+5),YKNOT(KYORD+3)
REAL BSCOEF(5,3),FDATA(5,3), Fr (15)
integerh_Y,k_X,s
DATA Fr / 0.027,0.025,0.022,0.0185,0.016,&
```

```
0.025,0.024,0.022,0.0185,0.016,&
0.022,0.0225,0.022,0.019,0.016/

s = 1
doh_Y=1,3
dok_X=1,5
FDATA(k_X,h_Y) = Fr(s)
    s = s+1
end do
end do
x(1) = 0
x(2) = 0.5
x(3) = 1
x(4) = 2
x(5) = 3
y(1) = 0.5
y(2) = 1
y(3) = 1.5
Generate knots
print*,KXORD,KYORD
CALL BSNAK (5, x, KXORD, XKNOT)
CALL BSNAK (3, y, KYORD, YKNOT)
print*,KXORD,KYORD
CALL BS2IN (x, y, FDATA, KXORD, KYORD, XKNOT, YKNOT,BSCOEF)
Cy_iz_kr = 0
return
end
```

Приложение №2 Инструкция к пользованию программно-методическим комплексом аэродинамического моделирования по экспериментальным данным

Выходные данные

Работа программного комплекса.

Isq = 5; fkm = 2.141853; ds = 1.00000;

B 14

Fd=1.070987;

Rcx= 2.381543; Rcy=122.9024; Rcz=6.118866; Rmt=0.1488229; Rmz=0.2231361;
teta= 9.6176229E-02; рготах= 8.1410825E-02;

пок(iq)= 0.2595605 iq= 13 r= 2.000000 KN= 1.000000

isq= 6 fkm= 1.070985 ds= 1.000000

B 14

fd= 0.5354933

Rcx= 1.190772Rcy= 61.45119 Rcz= 3.059433 Rmy= 7.4411452E-02

Rmz= 0.1115681 teta= 4.8088115E-02 рготах= 4.0705413E-02

пок(iq)= 0.2595605 iq= 14 r= 2.000000 KN= 1.000000

isq= 7 fkm= 0.6202492 ds= 1.000000

B 14

fd= 0.2677466

Rcx= 0.5953858Rcy= 30.72560 Rcz= 1.529716 Rmy= 3.7205726E-02

Rmz= 5.5784035E-02 teta= 2.4044057E-02 рготах= 2.0352706E-02

pok(iq)= 0.2595605 iq= 15 r= 2.000000 KN= 1.000000

Isq= 8 fkm= 0.8278120 ds= 1.000000

B 14

fd= 0.1338733

Rcx= 0.2976929 Rcy= 15.36280 Rcz= 0.7648582 Rmy= 1.8602863E-02 Rmz=

2.7892018E-02 teta= 1.2022029E-02 promax= 1.0176353E-02

pok(iq)= 0.2595605 iq= 16 r= 2.000000 KN= 1.000000 isq= 9

fkm= 0.7068471 ds= 1.000000

B 14

fd= 6.6936657E-02

Rcx= 0.1488464 Rcy= 7.681399 Rcz= 0.3824291 Rmy= 9.3014315E-03 Rmz=

1.3946009E-02 teta= 6.0110143E-03 promax= 5.0881766E-03 pok(iq)=

0.2595605 iq= 17 r= 2.000000 KN= 1.000000 isq= 10

fkm= 0.9940358 ds= 1.000000

B 14

fd= 3.3468328E-02

Rcx= 7.4423224E-02 Rcy= 3.840699 Rcz= 0.1912146 Rmy= 4.6507157E-03

Rmz= 6.9730044E-03 teta= 3.0055072E-03 promax= 2.5440883E-03

pok(iq)= 0.2409923 iq= 18 r= 2.000000 KN= 1.000000

iq= 18 iz=

fd= 2.5101246E-02

fd= 3.7651870E-02

fd= 5.6477804E-02

fd= 8.4716707E-02

fd= 0.1270751

fd= 0.1906126

fd= 0.2859189

fd= 0.4288783

fd= 0.6433175

fd= 0.9649763

fd= 1.447464 04=2.171196

fd= 3.256795

fd=4.885192

fd= 7.327788

B 14

fd= 7.327788

$R_{cx} = 16.29474$ $R_{cy} = 840.9094$ $R_{cz} = 41.86584$ $R_{my} = 1.018260$

Здесь

i_{sq} - число повторов значений критерия оптимальности;

$f_{км}$ - текущее значение критерия оптимальности

d_s - масштаб варьирующих параметров;

f_d - текущее значение рекорда по критерию оптимальности;

$regul(C_x) - \Delta^2(C_x)$;

$regul(C_y) - \Delta^2(C_y)$;

$regul(C_z) - \Delta^2(C_z)$;

$regul(m_y) - \Delta^2(m_y)$;

$regul(m_z) - \Delta^2(m_z)$;

τ - угол подлета к цели;

$r_{гошах}$ - критерий промаха;

$r_{ок}(i_q)$ - значение критерия на i_q шаге;

i_q - номер поискового шага при глобальном поиске;

KN - коэффициент нормализации;

r - масштаб поискового шага;

i_z - заданное число шагов глобального поиска.

ПРИЛОЖЕНИЕ №3 АКТЫ ВНЕДРЕНИЯ

VIỆN KH-CN QUÂN SỰ
VIỆN TỰ ĐỘNG HÓA KTQS

CỘNG HÒA XÃ HỘI CHỦ NGHĨA VIỆT NAM
Độc lập - Tự do - Hạnh phúc

Hà Nội, ngày 15 tháng 01 tháng 2019

GIẤY XÁC NHẬN
Ứng dụng kết quả nghiên cứu luận án

Căn cứ vào kết quả thực hiện luận án tiến sỹ: “*Phát triển phương pháp đánh giá thống kê tính đầy đủ các đặc trưng khí động học bay của các thiết bị bay không người lái trong các điều kiện bất định của môi trường*” của Nghiên cứu sinh Trần Minh Hải thuộc trường đại học Vật lý kỹ thuật Matxcova (Tổng hợp quốc gia) từ năm 2014 đến năm 2018,

Viện Tự động hóa Kỹ thuật quân sự xin xác nhận các kết quả nghiên cứu luận án của Nghiên cứu sinh Trần Minh Hải thuộc trường đại học Vật lý kỹ thuật Matxcova (Tổng hợp quốc gia) từ năm 2014 đến năm 2018 về xây dựng mô hình toán học các đặc trưng khí động học của hệ thống động lực (qua ví dụ UAV) theo các dữ liệu thực nghiệm và bộ chương trình, phương pháp luận mô hình khí động học UAV trong các điều kiện bất định khác nhau được ứng dụng trong chương trình nghiên cứu khoa học và thiết kế thử nghiệm về động học bay UAV của Viện.



Đại tá Nguyễn Trung Kiên



Военный научно-технический
институт
Военный институт автоматизации
производства

Перевод с вьетнамского языка на русский язык

СОЦИАЛИСТИЧЕСКАЯ РЕСПУБЛИКА ВЬЕТНАМ
Независимость – Свобода – Счастье

Ханой, «15» января 2019 г.

АКТ

о внедрении результатов диссертации

Данный акт подготовлен на основе внедрения результатов диссертационного исследования на тему **«РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ СТАТИСТИЧЕСКИХ ОЦЕНОК ПОЛНОТЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ СРЕДЫ»** аспиранта Чан Минь Хай, обучавшегося в Московском физико-техническом институте (Государственный университет) с 2014 по 2018 г.

Военный институт автоматизаций производства подтверждает, что результаты диссертации аспиранта Чан Минь Хай, обучавшегося в Московском физико-техническом институте (Государственный университет) в период с 2014 по 2018 г., по разработке метода статистического синтеза проектных решений в условиях неопределенности различного рода и методики статистического анализа проектных структурно-параметрических связей для моделирования аэродинамических характеристик беспилотного летательного аппарата (БЛА) на основе экспериментальных данных были успешно внедрены в нашем институте при проектировании и разработке нового прототипа БЛА.

Директор

Подписано
М.П.

к.т.н. Нгуен Чунг Киен

Российская Федерация.

Город Москва.

Седьмого февраля две тысячи девятнадцатого года.

Я, Дзиковская Галина Владимировна, нотариус города Москвы, свидетельствую подлинность подписи переводчика Горбатковой Кристины Георгиевны.

Подпись сделана в моём присутствии.

Личность подписавшего документ установлена.

Зарегистрировано в реестре: № 77/165-н/77-2019- 10-49

Взыскано по тарифу: 100 рублей

Уплачено за оказание услуг правового и технического характера: 200 руб.



Г.В.Дзиковская



Всего прошитуровано, пронумеровано
и скреплено печатью 2 лист (-а, -ов)

Нотариус