

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)**

А в т о р е ф е р а т
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

ПЕНЗА – 2024

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Пензенский государственный университет» на кафедре «Конструирование и производство радиоаппаратуры».

Научный руководитель – доктор технических наук, профессор
Юрков Николай Кондратьевич

Официальные оппоненты: **Тутнов Игорь Александрович**,
доктор технических наук, профессор,
ФГБУ «Национальный исследовательский
центр «Курчатовский институт» (г. Москва),
начальник лаборатории старения и продления
ресурса ядерных энергетических установок;

Шишков Сергей Викторович,
доктор технических наук, доцент,
филиал ФГКВОУ ВО «Военная академия
материально-технического обеспечения
имени генерала армии А. В. Хрулева»
Министерства обороны Российской
Федерации в г. Пензе, профессор кафедры
«Производство и эксплуатация боеприпасов»

Ведущая организация – ФГБОУ ВО «Саратовский государственный
технический университет
имени Гагарина Ю. А.»

Защита состоится « 27 » ноября 2024 г. в _____ на заседании диссертационного совета 24.2.357.03, созданного на базе ФГБОУ ВО «Пензенский государственный университет», по адресу: 440026, г. Пенза, ул. Красная, 40.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ФГБОУ ВО «Пензенский государственный университет» и на сайте:
https://dissov.pnzgu.ru/ecspertiza/Tehnicheskie_nauki/chan

Автореферат диссертации разослан « ____ » _____ 2024 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета



Косников Юрий Николаевич

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

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 так же, как и методики их эмпирического определения по результатам продувок моделей, обладают слишком высокой погрешностью. Связано это с тем, что необходимыми условиями эффективности проектного решения помимо условий оптимальности параметров является еще и его полнота (комплексность), которая обязывает более полно учитывать различные аспекты последствий принятого решения, характер взаимосвязей внутри системы и с внешней средой. Проектирование БПЛА осуществляется по множеству характеристик, параметров, показателей качества и ограничений, где многокритериальность сама по себе уже порождает неопределенность в принятии оптимального (рационального) решения. Внешняя среда, в которой функционируют БПЛА, порождает многофакторную неопределенность, связанную с наличием неконтролируемых факторов, в которых функционируют БПЛА (погодные условия, размеры цели, ее координаты, траектория и скорость движения и т.д.), что дополнительно усложняет задачу проектировщикам.

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.

В связи с этим проблема анализа летно-технических (динамических) характеристик БПЛА переносится на этапы натурных испытаний. Каждый из этих этапов носит итерационный характер, характеризуется весьма высокой стоимостью, в которую, в том числе, включаются транспортно-логистические расходы, связанные с доставкой опытного образца к месту проведения испытаний.

Одним из направлений снижения стоимости данных этапов может стать их дополнение компьютерным 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.

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

Результаты деятельности этих ученых серьезно повлияли на развитие экономики и промышленности, но еще недостаточно перенесены на практическую область, занимающуюся разработкой и производством БПЛА, которая бурно развивается сейчас. Кроме того, в них недостаточно исследовано и проработано многофакторное воздействие внешней среды на исследуемые системы, которые препятствуют на практике выбору и реализации новых технических решений.

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 их 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.

Целью исследования 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.

Задачи 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 беспилотных летательных аппаратов для совершенствования их математических моделей на основе экспериментальных данных.

5. Разработка алгоритмов синтеза аэродинамических характеристик для оценки совершенствования моделей беспилотных летательных аппаратов по экспериментальным данным.

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

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.

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 затраты при проектировании БПЛА (п. 2 специальности 2.3.1).

2. Методика идентификации аэродинамических характеристик разрабатываемого БПЛА, отличающаяся наличием процедуры статистической оценки полноты экспериментальной (аппроксимирующей) модели БПЛА и 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 (п. 6 специальности 2.3.1).

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 (п. 3 специальности 2.3.1).

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 аэродинамических характеристик БПЛА по экспериментальным данным построен программный комплекс для определения 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 исследования 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.

Положения, выносимые на защиту:

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

2. Методика идентификации аэродинамических характеристик разрабатываемого БПЛА, 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 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 тео-

рии 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 научно-исследовательских работах 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, систематизации и обобщения подходов к статистической оценке полноты аэродинамических характеристик по экспериментальным данным, а также при разработке моделей и методик, что составляет более 70 % от всех проведенных исследований.

Публикации и апробация работы. Основные результаты работы опубликованы в 17 научных изданиях, в том числе 5 статей в рецензируемых изданиях, рекомендованных ВАК при Минобрнауки России; 2 статьи в изданиях, индексируемых в международных базах данных Scopus и Web of Science, 10 статей в трудах конференций и изданиях, включенных в базу РИНЦ.

Результаты диссертационной работы были обсуждены на семинарах Московского физико-технического института, Института проблем управления им. В. А. Трапезникова Российской академии наук 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, Moscow, Russia); «Фундаментальные проблемы системной безопасности» (г. Елец, 26–27 мая 2016 г.); Международной научно-практической конференции «Фундаментально-прикладные проблемы безопасности, живучести, надежности, устойчивости и эффективности систем», посвященной 95-летию со дня рождения выдающегося ученого академика АН СССР (РАН) Всеволода Сергеевича Авдеевского (г. Елец, 1–4 февраля 2017 г.); XXXV Всероссийской научно-технической конференции с международным участием «Проблемы автоматического управления в технических системах», посвященной 80-летию Пензенского государственного университета (г. Пенза, 17–19 октября 2023 г.); Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы радиоэлектроники и телекоммуникаций»

(г. Самара, апрель 2024 г.); Международном симпозиуме «Надежность и качество» (г. Пенза, 27 мая – 1 июня 2024 г.).

Объем и структура работы. Диссертационная работа состоит из введения, 3 глав, заключения, списка литературы, содержащего 112 отечественных и зарубежных работ, 3 приложений. Общий объем работы – 159 страниц, включая 21 рисунок, 37 таблиц.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во **введении** обоснована актуальность темы диссертации, сформулированы цели, задачи исследования и основные положения, выносимые на защиту, приведены сведения об апробации и публикации результатов исследования, показаны научная новизна, практическая ценность работы и область ее применения.

В первой главе проведен анализ существующих методов и подходов к решению задач идентификации характеристик сложных технических систем в условиях неопределенности по экспериментальным данным; представлена классификация БПЛА, и выбран в качестве объекта исследования класс дозвуковых (менее 1 Мах) БПЛА; изложены критерии качества аэродинамических моделей БПЛА; исследованы траекторная модель БПЛА и аэродинамическая модель БПЛА для оценки полноты аэродинамических характеристик БПЛА; сформулирована постановка задачи оценки полноты аэродинамических характеристик БПЛА по экспериментальным данным.

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.

Гипотетический БПЛА с обозначениями значащих переменных показан на рисунке 1.

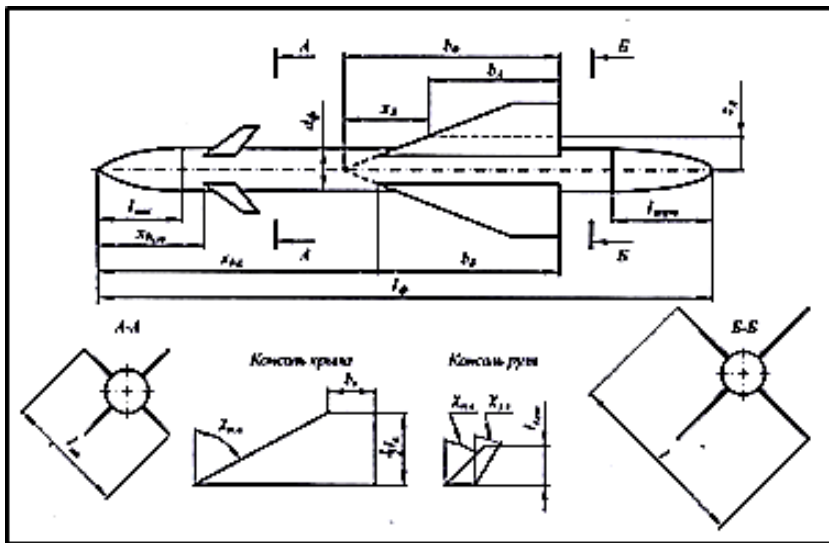


Рисунок 1 – Гипотетический БПЛА

Тактико-технические характеристики (ТТХ) БПЛА определяются следующими параметрами:

длина – 4–6 м; диаметр корпуса – 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.

Требуется определить точную модель для аэродинамических коэффициентов БПЛА.

Процесс разработки БПЛА начинается с построения их математической модели. Из-за сложности исследований универсальные математические модели обычно не строятся. Наиболее распространенным является подход, по которому создается несколько математических моделей (траекторная, двигательной установки и т.д.), отражающих разные свойства и характеристики БПЛА (рисунок 2).

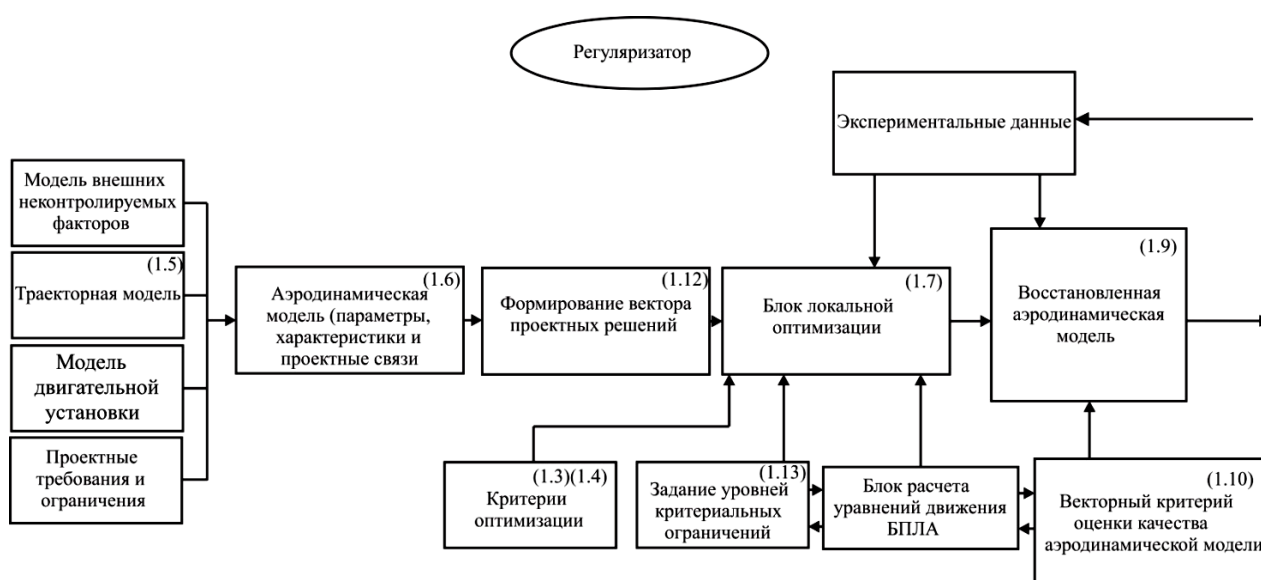


Рисунок 2 – Схема формирования аэродинамической модели БПЛА и идентификации ее параметров по экспериментальным данным

Эти модели должны наиболее полно (комплексно) описывать аэродинамическую модель БПЛА с целью формирования вектора проектных решений в пространстве состояний. Состояния сложной системы настраиваются с помощью алгоритмов оптимизации.

Для идентификации характеристик БПЛА используется аэродинамическая модель объекта, описывающая соотношения между входными и выходными параметрами. При этом понимается модель объекта как оператор, связывающий параметры состояния объекта с наблюдаемыми значениями его входных параметров (рисунок 2).

Задача структурно-параметрического синтеза БПЛА может быть представлена оптимизационной процедурой в виде:

$$J^{opt} = \max_{\substack{a \in A \\ z(t) \in Z}} \max_{b \in B} J(a, z(t), b), \quad (1)$$

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 параметров, описывающих структурные состояния систем; B – область допустимых структурных состояний системы.

Для данной задачи сначала, в соответствии с проектным заданием и ТТХ БПЛА, проводится структурный выбор наиболее предпочтительного варианта конструкции, аэродинамической схемы, а также варианта компоновки БПЛА, называемый структурным синтезом. Выбор осуществляется экспертным методом, как правило, по матрице вариантов комплектации структуры для систем БПЛА.

Критерием $\max_{b \in B} J(a, z(t), b)$ в рамках выбранной структуры с помощью методов оптимизации по варьируемым проектным параметрам $\max_{\substack{a \in A \\ z(t) \in Z}} J(a, z(t), b^*)$ проводится параметрический синтез системы. Совокупность структурного и параметрического синтеза есть структурно-параметрический синтез.

При наличии неконтролируемых факторов, т.е. условий неопределенности, задача (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.

Задача (1) для этого случая будет иметь вид:

$$J^{opt} = \max_{\substack{a \in A \\ z(t) \in Z}} \max_{b \in B} \inf_{\omega \in W} opt J(a, z(t), b, \omega), \quad (2)$$

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.

Траекторная модель БПЛА представляет собой систему дифференциальных уравнений в скоростной системе координат, где учитываются координаты положения изделия относительно земной системы координат, сила тяжести, масса изделия, скорость изделия в скоростной системе координат, угол наклона траектории, угол курса, угол рыскания, угол тангажа, координата положения цели по оси Y , скорости цели.

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

$$\begin{cases} X_s = C_x \cdot q \cdot S, \\ Y_s = C_y \cdot q \cdot S, \\ Z_s = C_z \cdot q \cdot S, \\ M_x = m_x \cdot q \cdot S \cdot L, \\ M_y = m_y \cdot q \cdot S \cdot L, \\ M_z = m_z \cdot q \cdot S \cdot L. \end{cases} \quad (3)$$

Здесь 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).

Характеристики и перекрестные связи аэродинамической модели БПЛА учитывают модельные значения аэродинамических коэффициентов, а также угол атаки, угол скольжения БПЛА, углы отклонения рулей БПЛА по траекториям движения (рисунок 3).

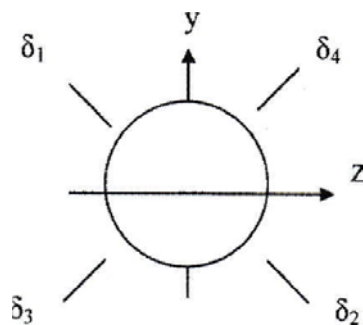


Рисунок 3 – Углы отклонения рулей БПЛА по траекториям движения

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 производных аэродинамических коэффициентов $c_{x_0}, c_x^\alpha, c_y^\delta, m_z^\alpha, m_z^\delta$ показывает на основе статистического анализа и синтеза модели БПЛА, какая должна быть аэродинамическая схема БПЛА, какие должны быть режимы его движения и т.п.

Далее представлена постановка задачи оценки полноты характеристик БПЛА в условиях неопределенности. Совокупность требований, ограничений и критериев, предъявляемых к БПЛА по формальным признакам, образует векторный критерий, имеющий следующий состав:

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

где $\rho_{\text{пром}}$ – величина промаха БПЛА; $\rho_{\text{пром}} \Rightarrow \min$; $(\varphi - \frac{\pi}{2})^2$ – требование по углу подлета к цели, $(\varphi - \frac{\pi}{2})^2 \Rightarrow \min$; V – скорость подлета к цели, $V \Rightarrow \max$; $\Delta^2(B)$ – статистический критерий регулярности, $\Delta^2(B) \Rightarrow \min$.

Задача идентификации характеристик БПЛА состоит в выборе такого проектного решения d , удовлетворяющего системе функциональных ограничений, которые выбираются из условия обеспечения безопасных режимов движения.

Во второй главе представлена предложенная автором методика статистического анализа структурно-параметрических проектных связей аэродинамических характеристик БПЛА. Для разрабатываемого БПЛА помимо основных проектных условий и ограничений, включая требование минимизации величины промаха, характерны такие требования, как равенство угла подлета к цели 90° , и максимальная скорость подлета к ней.

Поэтому статистический анализ структурно-параметрических проектных связей аэродинамических характеристик БПЛА, позволяющий восстановить (синтезировать) аэродинамическую модель БПЛА, выполняется в следующем порядке:

1) совокупность требований, ограничений и критериев, предъявляемых к БПЛА по формальным признакам, образует векторный критерий, имеющий следующий вид:

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

где $\rho_{\text{пром}}$ – промах БЛА по атакующей цели, $\rho_{\text{пром}} \Rightarrow \min$; $(\varphi - \frac{\pi}{2})^2$ – характеристика по углу подлета к атакующей цели, $(\varphi - \frac{\pi}{2})^2 \Rightarrow \min$; V – скорость подлета к атакующей цели, $V \Rightarrow \max$; $\Delta^2(B)$ – статистический критерий регулярности, $\Delta^2(B) \Rightarrow \min$;

2) формирование аэродинамической модели разрабатываемого БПЛА на основе экспериментальных данных летных испытаний в полиномиальном виде;

3) определение вектора проектного решения d , состоящего из аэродинамических производных, по которым определяются соответствующие проектные параметры (геометрия крыла, корпуса аппарата, параметры управления и т.п.):

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

4) наложение на аэродинамические производные параметрических ограничений;

5) выбор такого проектного решения d , которое удовлетворяет системе функциональных ограничений.

В соответствии с принципом самоорганизации сложных систем 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, что позволяет сделать вывод о возможности и необходимости появления новых технических решений.

Оценивание этих моделей проводят по статистическим критериям, к основным из них относятся критерий регулярности и критерий несмещенности. Функционал критерия несмещенности имеет вид:

$$n_{CM}^2 = \frac{\sum_{i=1}^N (J_A - J_B)_i^2}{\sum_{i=1}^N (J_T)_i^2}, \quad (4)$$

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 – табличные значения статистической выборки.

Функционал критерия регулярности имеет вид:

$$\Delta^2(B) = \frac{\sum_{i=1}^{N_B} (J_T - J_M)_i^2}{\sum_{i=1}^{N_B} (J_T)_i^2}. \quad (5)$$

В формулах (4), (5) множество A содержит точки с большим значением дисперсии выходной величины, множество B – точки с меньшим ее значением, N – все точки таблицы исходных данных, J_M – модельное значение аппроксимирующей функции, N_B – объем проверочной части статистической выборки, N_A – обучающая часть статистической выборки, $N = N_A + N_B$.

Далее в главе рассмотрены условия устойчивости проектного решения БПЛА к факторам неопределенности (многокритериальной, природной и целевой), учитывающие, что при любом сочетании неконтролируемых факторов из заданного множества W уровень заданных критериев оптимальности должен быть не меньше заданных критериальных ограничений:

$$\begin{aligned} &: \exists d, \text{ такое, что } \forall \omega \in W, \rho_{\text{пром}}(d, \omega) \leq \rho_{\text{пром}}^*, \varphi(d, \omega) \geq \frac{\pi}{2} - \varepsilon, V(d, \omega) \geq V^*, \\ &\Delta^2(B)[d, \omega] \leq \Delta^2(B)^*, \end{aligned}$$

здесь $\rho_{\text{пром}}^*$, V^* , $\Delta^2(B)^*$ – заданные уровни критериальных ограничений; ε – допустимая погрешность по углу подлета к цели.

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, предложенного автором, с дальнейшим решением задачи оптимизации.

Далее в главе представлена предложенная автором методика идентификации аэродинамических характеристик БПЛА на основе статистической оценки полноты модели по экспериментальным данным. Она основывается на восстановлении полиномиальной модели по статистической выборке, представляющей собой данные телеметрии, а далее полиномиальная модель оценивается по статистическим критериям.

Основная особенность статистических критериев состоит в том, что значения критериев известны для ситуаций, когда практически все закономерности, имеющиеся в статистической выборке, описываются данной полиномиальной моделью. Таким образом, такие критерии могут быть **мерой полноты экспериментальной модели**, с одной стороны, и условием продолжения летных испытаний – с другой.

На первом этапе методики идентификации характеристик БПЛА формируется операционная матрица проектных решений, являющаяся исходной статистической выборкой для принятия наиболее предпочтительного проектного решения в условиях многокритериальной и многофакторной неопределенностей (таблица 1).

Таблица 1 – Операционная матрица проектных решений

Проектное решение	Проектно-функциональные связи	Неконтролируемые факторы	Критерии ограничения
$\begin{pmatrix} C_{X_0}, C_{x_1}^{\alpha}, C_{x_2}^{\sigma}, C_{x_3}^{\alpha\sigma}, C_{x_4}^{\delta_1}, C_{x_5}^{\delta_2} \\ C_{y_1}^{\alpha}, C_{y_2}^{\sigma}, C_{y_3}^{\alpha\sigma}, C_{y_4}^{\delta_1}, C_{y_5}^{\delta_2}, C_{z_1}^{\alpha} \\ C_{z_2}^{\sigma}, C_{z_3}^{\alpha\sigma}, C_{z_4}^{\delta_1}, C_{z_5}^{\delta_2}, m_{x_1}^{\alpha}, m_{x_2}^{\sigma} \\ m_{x_3}^{\alpha\sigma}, m_{x_4}^{\delta_1}, m_{x_5}^{\delta_2}, m_{y_1}^{\alpha}, m_{y_2}^{\sigma} \\ m_{y_3}^{\alpha\sigma}, m_{y_4}^{\delta_1}, m_{y_5}^{\delta_2}, m_{z_1}^{\alpha}, m_{z_2}^{\sigma} \\ m_{z_3}^{\alpha\sigma}, m_{z_4}^{\delta_1}, m_{z_5}^{\delta_2} \end{pmatrix}_1$	$\begin{pmatrix} C_x, C_y, C_z \\ m_x, m_y, m_z \end{pmatrix}_1$	$(X_y, Z_y, V_y, \Psi_y)_{1,1}$	$\begin{pmatrix} V, \Delta^2(B) \\ \varphi_{\text{под}}; \rho_{\text{прям}} \end{pmatrix}_1$
$\begin{pmatrix} C_{X_0}, C_{x_1}^{\alpha}, C_{x_2}^{\sigma}, C_{x_3}^{\alpha\sigma}, C_{x_4}^{\delta_1}, C_{x_5}^{\delta_2} \\ C_{y_1}^{\alpha}, C_{y_2}^{\sigma}, C_{y_3}^{\alpha\sigma}, C_{y_4}^{\delta_1}, C_{y_5}^{\delta_2}, C_{z_1}^{\alpha} \\ C_{z_2}^{\sigma}, C_{z_3}^{\alpha\sigma}, C_{z_4}^{\delta_1}, C_{z_5}^{\delta_2}, m_{x_1}^{\alpha}, m_{x_2}^{\sigma} \\ m_{x_3}^{\alpha\sigma}, m_{x_4}^{\delta_1}, m_{x_5}^{\delta_2}, m_{y_1}^{\alpha}, m_{y_2}^{\sigma} \\ m_{y_3}^{\alpha\sigma}, m_{y_4}^{\delta_1}, m_{y_5}^{\delta_2}, m_{z_1}^{\alpha}, m_{z_2}^{\sigma} \\ m_{z_3}^{\alpha\sigma}, m_{z_4}^{\delta_1}, m_{z_5}^{\delta_2} \end{pmatrix}_2$	$\begin{pmatrix} C_x, C_y, C_z \\ m_x, m_y, m_z \end{pmatrix}_2$	$(X_y, Z_y, V_y, \Psi_y)_{1,S}$	$\begin{pmatrix} V, \Delta^2(B) \\ \varphi_{\text{под}}; \rho_{\text{прям}} \end{pmatrix}_2$
.....			
$\begin{pmatrix} C_{X_0}, C_{x_1}^{\alpha}, C_{x_2}^{\sigma}, C_{x_3}^{\alpha\sigma}, C_{x_4}^{\delta_1}, C_{x_5}^{\delta_2} \\ C_{y_1}^{\alpha}, C_{y_2}^{\sigma}, C_{y_3}^{\alpha\sigma}, C_{y_4}^{\delta_1}, C_{y_5}^{\delta_2}, C_{z_1}^{\alpha} \\ C_{z_2}^{\sigma}, C_{z_3}^{\alpha\sigma}, C_{z_4}^{\delta_1}, C_{z_5}^{\delta_2}, m_{x_1}^{\alpha}, m_{x_2}^{\sigma} \\ m_{x_3}^{\alpha\sigma}, m_{x_4}^{\delta_1}, m_{x_5}^{\delta_2}, m_{y_1}^{\alpha}, m_{y_2}^{\sigma} \\ m_{y_3}^{\alpha\sigma}, m_{y_4}^{\delta_1}, m_{y_5}^{\delta_2}, m_{z_1}^{\alpha}, m_{z_2}^{\sigma} \\ m_{z_3}^{\alpha\sigma}, m_{z_4}^{\delta_1}, m_{z_5}^{\delta_2} \end{pmatrix}_N$	$\begin{pmatrix} C_x, C_y, C_z \\ m_x, m_y, m_z \end{pmatrix}_N$	$(X_y, Z_y, V_y, \Psi_y)_{N,1}$	$\begin{pmatrix} V, \Delta^2(B) \\ \varphi_{\text{под}}; \rho_{\text{прям}} \end{pmatrix}_N$
.....			
.....		$(X_y, Z_y, V_y, \Psi_y)_{N,S}$	

Входом выборки являются вариант конструкции, аэродинамическая схема, вариант компоновки беспилотной системы и неконтролируемые факторы для цели. На выходе задается критерий оптимальности. Собирается определенное количество таких вариантов, что и образует первоначальную статистическую выборку.

На следующем этапе исходная операционная матрица проектных решений (см. таблицу 1) по обращению статистической выборки (столбцы входных и выходных данных меняются местами) преобразуется в инверсную операционную матрицу проектных решений (таблица 2). Матрица проектных решений предлагается автором в качестве сглаживающего (стабилизирующего) функционала.

Таблица 2 – Инверсная операционная матрица проектных решений

Проектное решение	Проектно-функциональные связи	Неконтролируемые факторы	Критерии, ограничения
$\begin{pmatrix} V, \Delta^2(B), \\ \Phi_{\text{под}}, \rho_{\text{пром}} \end{pmatrix}_1$ $\begin{pmatrix} V, \Delta^2(B), \\ \Phi_{\text{под}}, \rho_{\text{пром}} \end{pmatrix}_2$ 	$\begin{pmatrix} C_x, C_y, C_z, \\ m_x, m_y, m_z \end{pmatrix}_1$ $\begin{pmatrix} C_x, C_y, C_z, \\ m_x, m_y, m_z \end{pmatrix}_2$	$\begin{pmatrix} X_y, Z_y, V_y, \Psi_y \end{pmatrix}_{1,1}$ $\begin{pmatrix} X_y, Z_y, V_y, \Psi_y \end{pmatrix}_{1,S}$ $\begin{pmatrix} X_y, Z_y, V_y, \Psi_y \end{pmatrix}_{2,1}$	$\begin{pmatrix} C_{x_0}, C_x^\alpha, C_x^\beta, C_x^{\omega_z}, C_x^{\delta_1}, C_x^{\delta_2}, \\ C_y^\alpha, C_y^\beta, C_y^{\omega_z}, C_y^{\delta_1}, C_y^{\delta_2}, C_z^\alpha, \\ C_z^\beta, C_z^{\omega_z}, C_z^{\delta_1}, C_z^{\delta_2}, m_z^\alpha, m_z^\beta, \\ m_z^{\omega_z}, m_z^{\omega_y}, m_z^{\delta_1}, m_z^{\delta_2}, m_y^\alpha, m_y^\beta, \\ m_y^{\omega_z}, m_y^{\omega_y}, m_y^{\delta_1}, m_y^{\delta_2} \end{pmatrix}_1$ $\begin{pmatrix} C_{x_0}, C_x^\alpha, C_x^\beta, C_x^{\omega_z}, C_x^{\delta_1}, C_x^{\delta_2}, \\ C_y^\alpha, C_y^\beta, C_y^{\omega_z}, C_y^{\delta_1}, C_y^{\delta_2}, C_z^\alpha, \\ C_z^\beta, C_z^{\omega_z}, C_z^{\delta_1}, C_z^{\delta_2}, m_z^\alpha, m_z^\beta, \\ m_z^{\omega_z}, m_z^{\omega_y}, m_z^{\delta_1}, m_z^{\delta_2}, m_y^\alpha, m_y^\beta, \\ m_y^{\omega_z}, m_y^{\omega_y}, m_y^{\delta_1}, m_y^{\delta_2} \end{pmatrix}_2$

На следующем этапе средствами статистического синтеза восстанавливаются проектно-функциональные связи между проектными параметрами и критериальными оценками в классе степенных полиномов вида:

$$\begin{cases} C_{x_0} = \sum_{i=1}^{m_1} C_{i_1} \cdot V^{s_1} \cdot \Delta^2(B)^{s_2} \cdot \Phi_{\text{под}}^{s_3} \cdot \rho_{\text{пром}}^{s_4}, \\ C_{x_1} = \sum_{i=1}^{m_2} C_{i_2} \cdot V^{s_5} \cdot \Delta^2(B)^{s_6} \cdot \Phi_{\text{под}}^{s_7} \cdot \rho_{\text{пром}}^{s_8}, \\ \dots \\ m_y^{\delta_2} = \sum_{i=1}^{m_{31}} C_{i_{31}} \cdot V^{s_{179}} \cdot \Delta^2(B)^{s_{180}} \cdot \Phi_{\text{под}}^{s_{181}} \cdot \rho_{\text{пром}}^{s_{182}}, \end{cases} \quad (6)$$

Структура восстанавливаемой зависимости аэродинамических характеристик БПЛА определяется из решения следующей оптимизационной задачи:

$$\Delta_B^2 = \min_{\left\{ \begin{matrix} m_1, n_1, m_2, n_2, \\ m_3, n_3, x_{ij}, \\ y_{ij}, g, a \end{matrix} \right\}} \frac{\sum_{i=1}^{N_B} (J_M(m_1, n_1, m_2, n_2, m_3, n_3, x_{ij}, y_{ij}, g, a) - J_T)_i^2}{\sum_{i=1}^{N_B} (J_T)_i^2}. \quad (7)$$

Частными случаями критерия (7) 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:

$$\Delta^2(c_x) = \min_{d_1 \in D} \frac{\sum_{i=1}^{N_B} [c_x^M(d_1) - c_x^T]_i^2}{\sum_{i=1}^{N_B} (C_x^T)_i^2}, \quad (8)$$

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 коэффициента лобового сопротивления; 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 , углы атаки и скольжения α, β) составляют вектор параметров d .

Оценка полноты экспериментальной (аппроксимирующей) модели осуществляется по критериям детерминации и Дарбина – Уотсона, показывающим, насколько построенная аппроксимирующая модель объясняет закономерности, содержащиеся в статистической выборке.

Формула для вычисления коэффициента детерминации имеет вид:

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^N (J_T - J_M)_i^2}{\sum_{i=1}^N (J_T - \bar{J})_i^2}, \quad (9)$$

где $\bar{J}$ – среднее значение зависимой переменной.

Критерий Дарбина – Уотсона (DW-критерий) – статистический критерий, используемый для нахождения автокорреляции остатков первого порядка аппроксимирующей модели:

$$DW = \frac{\sum_{i=2}^N (\varepsilon_i - \varepsilon_{i-1})^2}{\sum_{i=2}^N \varepsilon_i^2}, \quad (10)$$

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 распределенному закону с нулевым средним ($m_\varepsilon = 0$) и значения ε не имеют тренда.

В третьей главе представлены аэродинамическая модель и алгоритмы статистических оценок полноты аэродинамических характеристик БПЛА в условиях неопределенности среды по экспериментальным данным.

Аэродинамическая модель (6) восстанавливается по экспериментальным данным в классе линейных полиномов:

$$\left\{ \begin{array}{l} C_x^M = C_{x0} + C_{11}(\alpha^2 + \beta^2) + C_{12}(\delta_1^2 + \delta_2^2) + C_{13}0 + C_{14}(\alpha\delta_1 + \beta\delta_2) + \\ \quad + C_{15}(\alpha^4 + \beta^4) + C_{16}(\alpha^2\beta^2), \\ C_y^M = C_{21}\alpha + C_{22}\delta_1 + C_{23}\alpha^3 + C_{24}\alpha\beta^2 + C_{25}\alpha^2\delta_1 + C_{26}(\beta^2\delta_1) + \\ \quad C_{27}(\alpha\beta\delta_2) + C_{28}0 + C_{29}\omega_z, \\ C_z^M = -C_{21}\beta - C_{22}\delta_1 + C_{23}\beta^3 - C_{24}\beta\alpha^2 - C_{25}\beta^2\delta_2 - C_{26}(\alpha^2\delta_2) - \\ \quad - C_{27}(\alpha\beta\delta_1) - C_{28}0 - C_{29}\omega_y, \\ m_z^M = C_{31}\alpha + C_{32}\delta_1 + C_{33}\alpha^3 + C_{34}\alpha\beta^2 + C_{35}\alpha^2\delta_1 + C_{36}\beta^2\delta_1 + C_{37}\alpha\beta\delta_2 - \\ \quad - C_{28}0 + C_{29}\omega_y, \\ m_y^M = C_{31}\beta + C_{32}\delta_2 + C_{33}\beta^3 + C_{34}\beta\alpha^2 + C_{35}\beta^2\delta_2 + C_{26}\alpha^2\delta_2 + C_{37}\alpha\beta\delta_1 + \\ \quad + C_{28}\alpha0 + C_{39}\omega_z. \end{array} \right. \quad (11)$$

Для повышения вероятности выполнения целевой задачи БПЛА автором предлагается в ее аппроксимируемой модели помимо статистических критериев $\Delta^2(\dots)$ учитывать основные физические параметры и критерии, такие как промах, угол подлета к цели, скорость подлета и т.д., и оценивать более полно качество аэродинамической модели БПЛА по векторному критерию качества БПЛА в следующем составе:

$$J_{opt} = (\rho_{пром}, \varphi - \frac{\pi}{2}, V, \Delta^2(c_x), \Delta^2(c_y), \Delta^2(c_z), \Delta^2(m_x), \Delta^2(m_z), \Delta^2(m_y)). \quad (12)$$

Используя аддитивный принцип оптимальности, приведенный выше векторный критерий можно представить в виде:

$$J_1 = \min_{d \in D} \left[\alpha_1 \cdot \rho_{пром} + \alpha_2 \cdot \left(\varphi - \frac{\pi}{2} \right)^2 + \alpha_3 (V) + \alpha_4 \Delta^2(B) \right], \quad (13)$$

где α_i – весовые коэффициенты, $\alpha_i \geq 0, i = \overline{1,7}$; $\sum_{i=1}^4 \alpha_i = 1$; d – вектор проектного решения; D – область допустимых решений.

Далее представлено численное решение задачи идентификации характеристик БПЛА на основе оценки полноты модели БПЛА по эксперименталь-

ным данным и описан программный комплекс статистического синтеза аэродинамической модели БПЛА по экспериментальным данным.

Структурная схема программного комплекса статистического синтеза аэродинамической модели БПЛА представлена на рисунке 4. Левая часть структурной схемы решает задачу идентификации.

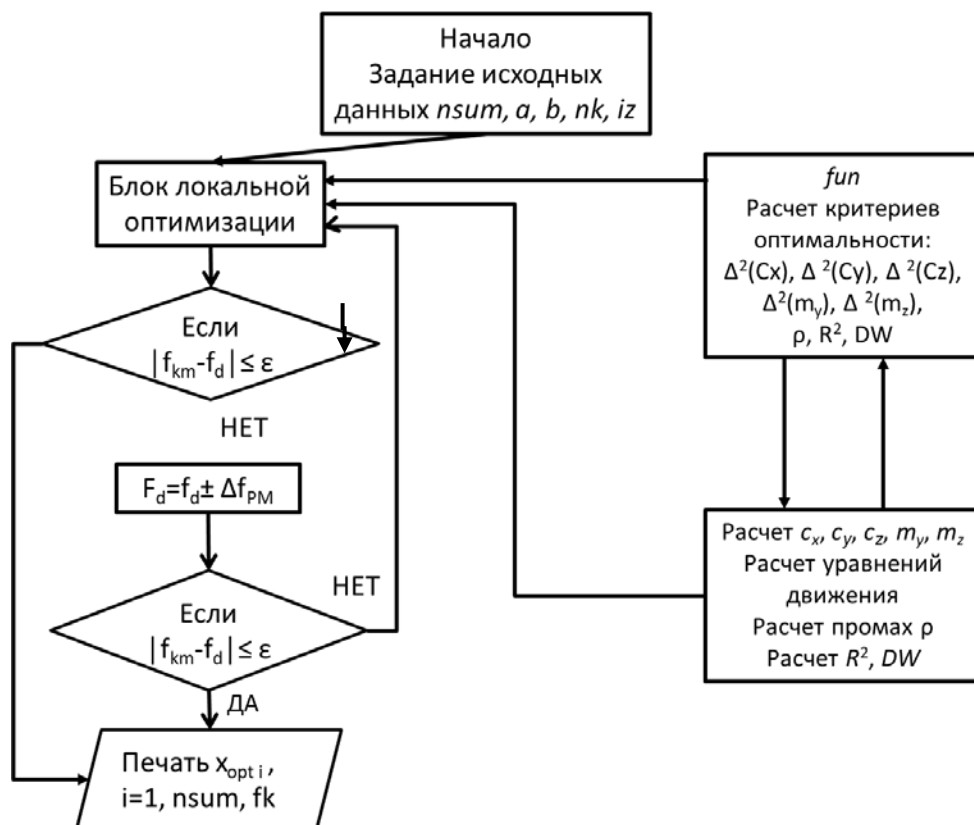


Рисунок 4 – Структурная схема программного комплекса статистического синтеза аэродинамической модели БПЛА

Синтезированная 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.

Получены значения аэродинамических производных модели БПЛА в гармоническом базисе. Представлен статистический анализ аэродинамических коэффициентов C_z, m_x, m_y, m_z . Проведен структурный синтез аэродинамического коэффициента C_z по статистическим критериям полноты аэродинамической модели БПЛА.

Результаты численного решения задачи оценки полноты аэродинамических характеристик БПЛА по экспериментальным данным по программам на языке Compaq Visual Fortran 6.5 более полно представлены в приложениях диссертационной работы.

По полученным результатам моделирования приводится статистическая обработка экспериментальных значений коэффициентов давления (коэффициентов аэродинамической модели) по носовой части БПЛА $P(x)$ для углов атаки: $\alpha_1 = -3^\circ, \alpha_2 = -1^\circ, \alpha_3 = 0^\circ, \alpha_4 = 1^\circ, \alpha_5 = 3^\circ$.

После восстановления регрессии $P(x)$ формируется матрица корреляций для оценок коэффициентов модели БПЛА.

На рисунке 5 приводятся зависимости для коэффициента давления $P(x)$ и зависимости $P(x)$, полученные статистическим синтезом.

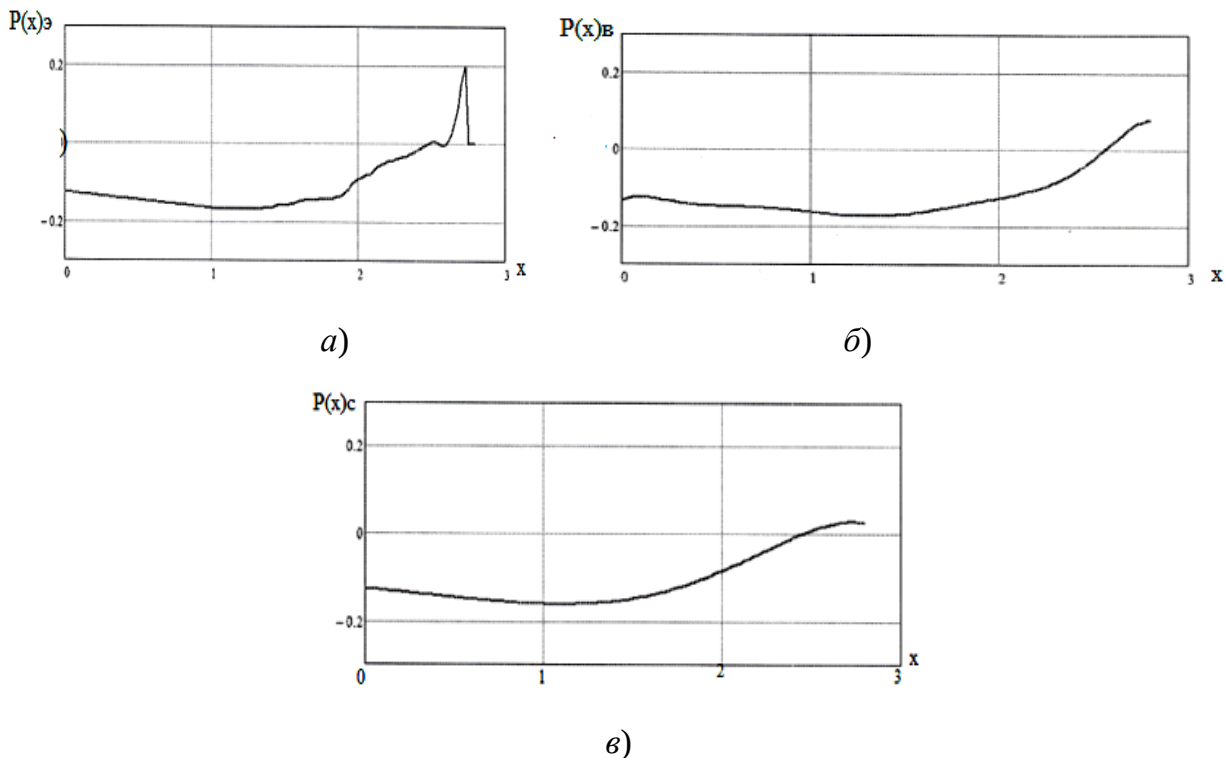


Рисунок 5 – Зависимости для коэффициента давления $P(x)$:
 а – изменение коэффициента давления по данным эксперимента;
 б – график восстановленной регрессии $P(x)$ при $\alpha = -3^\circ$;
 в – график скорректированной модели

Сокращение финансовых и временных затрат достигается за счет исключения повторных этапов ЛТИ и натурных испытаний, когда их количество может достигать нескольких десятков, а стоимость одного на сертифицированном оборудовании может достигать десятков миллионов рублей, особенно с учетом транспортировки к месту проведения испытаний. Адаптация аэродинамической модели БПЛА путем идентификации (восстановления) ее проектных параметров и характеристик по экспериментально-статистическим данным позволяет получить более эффективное и предпочтительное проектное решение конструкции БПЛА.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основании исследований, проведенных в работе, сформирована и решена актуальная научная задача разработки методики статистической идентификации аэродинамических характеристик БПЛА в условиях неопределенности среды по экспериментальным данным.

Сформулированная научная задача относится к классу задач многофакторной многопараметрической идентификации параметров и характеристик сложных организационно-технических систем и их структурно-параметрической оптимизации. Получить общее решение данной задачи в аналитическом виде не представляется возможным. Для ее решения произведена декомпозиция и показана необходимость решения совокупности взаимосвязанных частных задач.

Получены следующие основные научные и практические результаты.

1. На основе проведенного анализа существующих подходов к решению задач идентификации характеристик сложных технических систем по экспериментальным данным выявлено, что на современном этапе разработки систем БПЛА перспективными являются как методы оптимизации, основанные на классических процедурах структурно-параметрической оптимизации, так и методы с использованием процедур определения обратных функций по статистическим выборкам.

2. Разработана методика статистического анализа экспериментальных данных телеметрии о состоянии БПЛА, 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 временные затраты при проектировании БПЛА.

3. Предложена 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 не менее чем на 5 % повышает эффективность принятия проектных решений.

4. Разработана 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 под-

лета 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.

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.

5. Проведены статистический анализ значимости отдельных коэффициентов аэродинамической модели и структурный синтез аэродинамического коэффициента C_z по статистическим критериям полноты аэродинамической модели, которые подтверждают рассчитанные корреляции между коэффициентами и факт присутствия мультиколлинеарности коэффициентов модели БПЛА, т.е. корреляцию среди указанных коэффициентов модели в соответствующей модели.

6. По полученным результатам моделирования проведена статистическая обработка экспериментальных значений коэффициента давления по носовой части БПЛА для различных углов атаки, которые подтверждают правильность скорректируемой модели БПЛА.

7. Разработан программный комплекс для синтеза проектных решений БПЛА по экспериментальным данным, который, в отличие от известных, реализует двухуровневую структурно-параметрическую оптимизацию по аппроксимации модели БПЛА локальной оптимизацией и ее структурного анализа. Показано, что данный программный комплекс может быть использован в системе поддержки принятия решений проектировщиками для оценки эффективности создаваемого БПЛА и оценок полноты аэродинамических характеристик БПЛА. Он также позволяет сократить финансовые и временные затраты от 10 до 30 % (в зависимости от количества динамических параметров проектируемого БПЛА и количества повторных летно-технических испытаний).

8. Результаты решения сформулированной научной задачи целесообразно использовать в дальнейшем:

- при формировании обликowych характеристик новых образцов БПЛА по их аэродинамическим возможностям;
- разработке нормативных документов и конструкторской документации, включая проектную документацию на проектируемый БПЛА;
- экспертизе проектных материалов на создание (модернизацию) новых прототипов и образцов БПЛА, а также в процессе научно-технического сопровождения проектно-поисковых, научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ.

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в изданиях, рекомендованных ВАК при Минобрнауки России

1. Чан, М. Х. Структурно-параметрический синтез беспилотных систем в условиях неопределенности на основе статистического анализа экспериментальных данных / А. К. Гришко, М. Х. Чан, Н. К. Юрков // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2024. – № 2. – С. 7–12.
2. Чан, М. Х. О задаче полноты аэродинамических характеристик БЛА в условиях неопределенности / М. Х. Чан, Н. К. Юрков, К. Т. Нгуен // Таврический вестник информатики и математики. – 2023. – № 2 (59). – С. 87–89.
3. Чан, М. Х. Численное решение задачи оценки полноты характеристик беспилотного летательного аппарата методом структурно-параметрического синтеза / М. Х. Чан, К. Т. Нгуен, Ф. Ф. Пащенко // Электромагнитные волны и электронные системы. – 2018. – № 1. – С. 24–29.
4. Чан, М. Х. Статистический подход к задаче идентификации аэродинамических характеристик беспилотного летательного аппарата по экспериментальным данным / К. Т. Нгуен, А. Н. Назаров, М. Х. Чан // Успехи современной радиоэлектроники. – 2017. – № 1. – С. 10–16.
5. Чан, М. Х. Многофакторная и многокритериальная неопределенность при аэродинамическом моделировании БЛА по летным данным / К. Т. Нгуен, А. Н. Назаров, М. Х. Чан // Электромагнитные волны и электронные системы. – 2017. – № 1. – С. 59–68.

Публикации в изданиях, индексируемых базами данных Web of Science и Scopus

6. Tran Minh Hai. A Statistical Approach to Correct the Projective Solutions for Development of Unmanned Aerial Vehicles Based on Stable Mathematical Models under Uncertainty Conditions / Tran Minh Hai, N. Q. Thuong, F. F. Pashchenko // 11th International Conference Management of Large-scale System Development (MLSD), Moscow, Russia, 01–03 October, 2018. – Moscow, 2018. doi: 10.1109/MLSD.2018.8551945
7. Tran Minh Hai. On the Statically Method Selection of Unmanned Aerial Vehicle Characteristic Stable to Multifactor Uncertainty / Nguyen Quang Thuong, Tran Minh Hai, Nguyen Xuan Tien, Pham Tuan Anh // 11th IEEE International Conference Application of information and communication technologies – AICT, Moscow, Russia, 20–22 September, 2017. – Moscow, 2017. doi: 10.1109/ICAICT.2017.8687294

Публикации в других изданиях

8. Чан, М. Х. Проблемы группового управления многоцелевых беспилотных авиационных комплексов в неопределенной среде и в условиях противодействия / А. К. Гришко, Н. В. Горячев, П. А. Шолохов, А. М. Мазанов, М. Х. Чан // Проблемы автоматического управления в технических системах : сб. науч. ст. по материалам XXXV Всерос. науч.-техн. конф. с междунар. участием, посвящ. 80-летию Пензенского государственного университета (г. Пенза, 17–19 октября 2023 г.) : в 2 т. / под ред. М. А. Щербакова. – Пенза : Изд-во ПГУ, 2023. – Т. 1. – С. 31–34.
9. Чан, М. Х. Задачи построения системы летательных аппаратов оптимального типажа на основе модификации метода динамических сгущений / К. Т. Нгуен, Т. Л. Нгуен, М. Х. Чан // Фундаментальные проблемы системной безопасности : ма-

териалы III школы-семинара молодых ученых (26–27 мая 2016 г.). – Елец : Елецкий государственный университет им. И. А. Бунина, 2018. – Ч. II. – С. 26–32.

10. Чан, М. Х. Подход к исследованию задачи идентификации аэродинамических характеристик летательного аппарата по экспериментальным данным / К. Т. Нгуен, М. Х. Чан // Фундаментальные-прикладные проблемы безопасности, живучести, надежности, устойчивости и эффективности систем : Международная научно-практическая конференция, посвященная 95-летию со дня рождения выдающегося ученого академика АН СССР (РАН) Всеволода Сергеевича Авдуевского. Елец : Елецкий государственный университет им. И. А. Бунина, 2017. – С. 259–264.

11. Чан, М. Х. Выбор проектных решений устойчивых к факторам неопределенности при разработке беспилотных летательных аппаратов (БЛА) / К. Т. Нгуен, М. Х. Чан, С. Т. Нгуен // Фундаментальные-прикладные проблемы безопасности, живучести, надежности, устойчивости и эффективности систем : Международная научно-практическая конференция, посвященная 95-летию со дня рождения выдающегося ученого академика АН СССР (РАН) Всеволода Сергеевича Авдуевского. – Елец : Елецкий государственный университет им. И. А. Бунина, 2017. – С. 265–272.

12. Чан, Х. М. Статистический подход к оценке проектных решений экспериментальной модели беспилотного летательного аппарата, устойчивых к многофакторной неопределенности / Ф. Ф. Пащенко, Х. М. Чан, К. Т. Нгуен // Управление развитием крупномасштабных систем : труды 11-й Международной конференции (MLSD'2018). – Москва : Институт проблем управления им. В. А. Трапезникова Российской академии наук, 2018. – С. 316–321.

13. Чан, М. Х. О задачах оценки проектных решений модели беспилотного летательного аппарата, устойчивой к многофакторной неопределенности / К. Т. Нгуен, М. Х. Чан // Экологическая геология: теория, практика и региональные проблемы : VI Международная научно-практическая конференция (г. Севастополь, 16–18 сентября 2019 г.). – Севастополь : Цифровая полиграфия, 2019. – Ч. 2. – С. 121–126. – EDN: YENPCX

14. 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 г.). – Симферополь : Ариал, 2023. – С. 278–280. – EDN: PVVXKB

15. Чан, М. Х. Моделирование радиотрасс наземных передающих станций с учетом влияния рельефа местности / А. К. Гришко, А. М. Мазанов, Н. А. Бекболатов, А. К. Аубакиров, М. Х. Чан // Актуальные проблемы радиоэлектроники и телекоммуникаций : сборник Всероссийской научно-технической конференции. – Самара, 2024. – С. 163–165.

16. Чан, М. Х. Беспилотные летательные аппараты как средство сбора информации в геодезии / К. Д. Кочеткова, А. К. Гришко, П. А. Шолохов, М. Х. Чан // Труды Международного симпозиума Надежность и качество. – 2024. – Т. 1. – С. 212–219.

17. 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

Научное издание

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)**

Редактор *Л. Ю. Зимина*

Технический редактор *Ю. В. Анурова*

Компьютерная верстка *Ю. В. Ануровой*

Подписано в печать 27.09.2024. Формат 60×84¹/₁₆.

Усл. печ. л. 1,16. Заказ № 429. Тираж 100.

Издательство ПГУ.

440026, г. Пенза, ул. Красная, 40.

Тел./факс: (8412) 66-60-49, 66-67-77; e-mail: iic@pnzgu.ru