

Федеральное государственное бюджетное учреждение науки  
ИНСТИТУТ ПРОБЛЕМ УПРАВЛЕНИЯ им. В.А. ТРАПЕЗНИКОВА  
РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК

*На правах рукописи*



Гаракоев Амир Мусаевич

**Разработка математического и алгоритмического обеспечения  
системы информационной поддержки пилота  
в процессе аэрогеофизической съемки**

Специальность 2.3.1. «Системный анализ, управление и обработка  
информации, статистика»

**АВТОРЕФЕРАТ**  
диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Москва  
2024 г.

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном  
учреждении науки  
Институте проблем управления имени В.А. Трапезникова  
Российской академии наук

Научный руководитель: **Гладышев Анатолий Иванович**, доктор технических наук, доцент, Автономная некоммерческая организация высшего образования «Российский новый университет», профессор кафедры Информационных технологий и естественнонаучных дисциплин.

Официальные оппоненты: **Копылов Игорь Анатольевич**, доктор технических наук, старший научный сотрудник, Государственный научный центр Российской Федерации АО «Летно-исследовательский институт им. М.М. Громова», начальник научно-исследовательского отделения НИО-9.  
**Шелагурова Марина Сергеевна**, кандидат технических наук, Акционерное общество «Раменское приборостроительное конструкторское бюро», начальник сектора по индикации и картографии.

Ведущая организация: Акционерное общество «Геофизическое научно-производственное предприятие «Аэрогеофизика»

Защита состоится “24” июня 2024 г. в 14:00 на заседании диссертационного совета 24.1.107.01 при Федеральном государственном бюджетном учреждении науки Институте проблем управления имени В.А. Трапезникова Российской академии наук по адресу 117997, г. Москва, ул. Профсоюзная, д. 65, Большой конференц-зал.

С диссертацией можно ознакомиться в научно-технической библиотеке Федерального государственного бюджетного учреждения науки Института проблем управления имени В.А. Трапезникова Российской академии наук и на сайте [www.ipu.ru](http://www.ipu.ru).

Автореферат разослан “18” апреля 2024 г.

Ученый секретарь  
диссертационного совета 24.1.107.01,  
доктор технических наук, доцент



А.И. Глущенко

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность** темы обусловлена важностью для современной экономики средств и методов высокоточной навигации при выполнении аэросъемочных полетов.

Особое место занимает применение авиации при особо сложных съемочных работах, связанных с геофизическими исследованиями. Их цель – дистанционное исследование строения земных недр на основе измерения в процессе полета параметров физических полей. Это направление в использовании авиации появилось в 40-е послевоенные годы. Мощное развитие технологий самолетостроения, электронных средств магнитной и электромагнитной разведки военного назначения, а главное – растущие требования к объемам добычи принципиально нового минерального сырья для радио-электронной и атомной промышленности предопределило использование аэрогеофизики как метода особо интенсивного выполнения геологических поисков на новых, ранее не исследованных территориях.

В 1936 г. экспериментальные исследования были проведены советским ученым А.А. Логачевым при изучении геомагнитного поля в полете по маршруту Новгород – Валдай. В 1944 г. при участии Д.Р. Балсли Геологическая служба США впервые в производственных масштабах провела аэрогеофизическую (аэромагнитную) съемку: покрытие составило более 15 000 км сети маршрутов в северной части Аляски.

Сегодня аэросъемка широко используется в самых различных вариантах дистанционного зондирования, однако принципиальным в аэросъемочных технологиях является навигационное обеспечение работ, обязательно включающее два важных компонента: во-первых, высокоточную топографическую привязку данных зондирования; во-вторых, высокоточную проводку летательного аппарата (ЛА) относительно заданных линий пути.

Пройдя этапы становления от штурманской визуальной проводки, использования гиринерциальных, доплеровских и специальных радиогеодезических систем, сегодня навигационное обеспечение прочно базируется на технологиях глобального позиционирования с использованием спутниковых навигационных систем. Появление глобальных спутниковых навигационных систем (ГНСС) ГЛОНАСС и GPS при широком внедрении в аэросъемочных работах вычислительной техники значительно повысило точность и детальность работ, позволило существенно автоматизировать процесс расчета траекторий и контрольных параметров полета, необходимых штурману-съемщику.

Следует отметить, что сегодня требования к точности проводки ЛА по заданным линиям пути очень высоки. Это особо важно для производства высокодетальных съемок, при которых расстояние между соседними маршрутами сети составляет 50 м на предельно малых высотах даже над горным рельефом.

Дополнительным осложняющим фактором является невозможность из соображений безопасности использования при аэрогеофизических работах каких-либо средств автоматического управления ЛА – пилотирование может осуществляться только вручную. В этих условиях важнейшей составляющей съемочного процесса является представление пилоту информации, позволяющей выполнить требования по точности следования запланированной траектории.

В существенной мере важным для рассматриваемого съемочного процесса наряду с точностью проводки является рациональное использование основного ресурса – летного времени. Ключевым является экономия горючего в процессе полета, что, в свою очередь, неразрывно связано с рациональным выбором режимов движения ЛА.

Хотя сегодня средства навигационной поддержки можно найти в любом смартфоне, а картографическое представление параметров географической привязки стало традиционным, задачу навигационной поддержки пилота в аэрогеофизическом процессе пока нельзя считать решенной в полной мере. Даже с учетом того, что сегодня на рынке широко представлены известные программные и программно-аппаратные средства навигационной поддержки, выполнение аэрогеофизических полетов в навигационном отношении по-прежнему является сложной задачей. Ее совершенствованию и посвящена данная работа.

#### **Степень разработанности темы диссертационного исследования.**

Научный интерес к вопросам человеко-машинного взаимодействия неизменно высок непосредственно с появления средств автоматизации управления полетом до настоящего времени. Модели такого рода были предложены и исследовались в 60-80-х годах XX века Р. Гессом, Д. МакРюером и его коллегами, в нашей стране К.А. Пупковым, М.М. Сильвестровым и другими. Однако рассматриваемые на тот момент модели не включали системы информационной поддержки.

Современные средства информационной поддержки появились с внедрением ГНСС и активно разрабатывались в Канаде (AGNAV), США (Trimble, Ashtech), Германии (CCNS), Великобритании (ASCEND, Дэвид Джонс). В нашей стране работы над подобными средствами велись в «ГНПП «Аэрогеофизика» (А.Н. Дроботенко, П.Ю. Жодзишский), ООО «Геотехнологии» (В.В. Макаров), ЗАО «Аэрогеофизическая разведка» (Г.М. Трегубович, С.О. Шевчук), ИПУ РАН (А.К. Волковицкий, Е.В. Каршаков). В качестве главных недостатков большинства систем можно выделить не полный учет времени реакции пилота и динамики ЛА, а также зачастую избыточность выводимой управляющей информации.

При аэрогеофизических работах необходимо планировать оптимальные по быстродействию программные траектории полета, для этого удобно использовать модель машины Дубинса. Теоретическим исследованием решения задач для машины Дубинса в настоящее время занимаются многие

исследователи в нашей стране и за рубежом. Достаточно отметить работы авторов Т. Нгуен, Д. Кумар. В России этой тематикой, в том числе занимаются и в ИПУ РАН (М.Э. Бузиков и А.А. Галяев). Также хорошо известны работы В.С. Пацко.

Можно отметить, что постановка и решение задачи Дубинса для управления одной координатой и направлением движения, которая возникает в режиме сближения с прямолинейным участком маршрута, в литературе не рассматривалась.

Энергетический подход к формированию вспомогательной информации для пилота активно развивается в ИПУ РАН А.М. Шевченко, Г.Н. Начинкиной. Но вопросы применения такого подхода для информационной поддержки при аэрогеофизической съемке не рассматривались.

**Объект диссертационного исследования:** система информационной поддержки пилота в процессе аэрогеофизической съемки.

**Предмет диссертационного исследования:** алгоритмы работы системы информационной поддержки пилота при выполнении аэрогеофизической съемки.

**Целью диссертационной работы** является разработка математического и алгоритмического обеспечения системы информационной поддержки пилота, обеспечивающего повышение точности проводки летательного аппарата и эффективности использования летного времени в процессе аэрогеофизической съемки.

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

- 1) рассмотреть существующие подходы и структуры систем навигационной поддержки, используемые при производстве аэросъемочных работ;
- 2) разработать математическое и алгоритмическое обеспечение системы информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке для различных режимов полета, а именно при заходе на маршрут и при стабилизации относительно заданной линии пути;
- 3) разработать алгоритмы оценки динамических характеристик системы «летательный аппарат + пилот», необходимых для настройки параметров системы информационной поддержки пилота;
- 4) разработать математическое и алгоритмическое обеспечение системы информационной поддержки пилота для вертикального канала управления, основанные на методе баланса полной энергии;
- 5) реализовать алгоритмы работы системы информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке;
- 6) показать эффективность предложенных алгоритмов на практике в условиях аэросъемочных полетов.

**Методы исследований:** в работе применяются методы теории дифференциальных уравнений, теории оптимизации динамики управляемых систем, вычислительной математики, теоретической механики.

**Научная новизна** полученных результатов заключается в следующем:

- 1) сформулированы требования к структуре системы информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке, реализация которых позволила обеспечить повышение точности проводки летательного аппарата и эффективности использования летного времени;
- 2) предложен алгоритм формирования сигналов системы информационной поддержки пилота, позволяющий удовлетворять требованиям технического задания в части точности следования заданной линии пути без избыточной нагрузки на пилота;
- 3) для системы «летательный аппарат + пилот» впервые предложен алгоритм оценки параметров системы информационной поддержки, обеспечивающий ее настройку для наиболее эффективного выполнения захода на маршрут;
- 4) для аэросъемки с генеральным обтеканием рельефа впервые применен энергетический подход к обеспечению информационной поддержки пилота, который позволяет избежать излишних перегрузок.

**Соответствие паспорту специальности.**

Работа соответствует специальности 2.3.1. «Системный анализ, управление и обработка информации, статистика» (технические науки) по следующим пунктам.

п. 2. Формализация и постановка задач системного анализа, оптимизации, управления, принятия решений, обработки информации и искусственного интеллекта.

п. 4. Разработка методов и алгоритмов решения задач системного анализа, оптимизации, управления, принятия решений, обработки информации и искусственного интеллекта.

п. 5. Разработка специального математического и алгоритмического обеспечения систем анализа, оптимизации, управления, принятия решений, обработки информации и искусственного интеллекта.

п. 15. Теоретический анализ и экспериментальное исследование функционирования элементов систем управления в нормальных и специальных условиях с целью улучшения технико-экономических и эксплуатационных характеристик.

**Теоретическая и практическая значимость работы** заключается в разработке математического и алгоритмического обеспечения системы информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке, обеспечивающего требуемую точность следования заданной линии пути и эффективное использование летного времени.

Результаты разработки алгоритмов синтеза текущего фрагмента программной траектории, а также расчетного значения параметра отклонения от текущих параметров движения летательного аппарата являются развитием решения задачи быстрогодействия на основе принципа максимума Понтрягина. В

качестве теоретического развития предложены постановка и решение задачи Дубинса для одной пространственной и одной угловой координаты.

Предложенные алгоритмы составили основу программного комплекса NAVDAT, который обеспечивает навигационную поддержку пилота в процессе аэрогеофизической съемки и решение сопутствующих задач. В том числе:

- прием информации от всех источников данных, включая навигационное оборудование;
- регистрацию всей бортовой информации для последующей камеральной обработки;
- подготовку информации для пилота.

Алгоритмы реализованы в виде программного обеспечения, которое может работать как на одном, так и на нескольких компьютерах по бортовой локальной сети. Предусмотрена возможность представления информации по отдельности для всех членов экипажа (пилота, борт-инженера, борт-оператора, штурмана).

Использование системы NAVDAT позволило:

- обеспечить среднеквадратичное значение ошибки бокового отклонения на дистанции порядка 1000 погонных километров съемки на уровне 2 – 3 м;
- обеспечить предельно низкие потери летного времени – в среднем 1 – 1,5 минуты в режиме захода на маршрут;
- обеспечить возможность выполнения работ на маршрутах с предельно сложным рельефом местности с превышением высоты 500 м на расстоянии 1000 м.

**Реализация и внедрение результатов работы.** Результаты работы использованы в ООО «Геотехнологии», ФГУП НФ «ВСЕГЕИ», ООО «АвиаМай», что подтверждается актами о внедрении результатов диссертационной работы.

#### **Основные результаты и положения.**

На защиту выносятся следующие основные результаты и положения:

- 1) требования к структуре системы информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке (п. 2);
- 2) алгоритмы информационной поддержки пилота при управлении движением в горизонтальной плоскости, разработанные на основе принципа максимума Понтрягина с использованием траекторий Дубинса (п. 4, п. 5);
- 3) алгоритмы настройки параметров системы информационной поддержки с использованием информации о конкретных динамических характеристиках системы «Летательный аппарат + пилот» (п. 4, п. 5);
- 4) алгоритмы информационной поддержки пилота при управлении движением в вертикальной плоскости, разработанные на базе метода баланса полной энергии (п. 4, п. 5);
- 5) результаты внедрения математического и алгоритмического обеспечения системы информационной поддержки пилота при аэрогеофизической

съемке на самолетах (Ан-2, Ан-3; Cessna 172, 208; L410) и вертолетах (Eurocopter AS350B3, AS350B2, EC145; Ми-8) (п. 15).

**Достоверность полученных научных результатов** обеспечивается строгостью применяемого математического аппарата, результатами математического и компьютерного моделирования, подтверждается при анализе результатов обработки данных, полученных в процессе испытательных и производственных работ.

#### **Апробация результатов работы.**

Результаты работы докладывались и обсуждались на следующих всероссийских и международных конференциях: Управление крупномасштабными системами, Москва, 2017 г., Москва, 2019 г.; Навигация и управление движением, Самара, 2020 г.; Устойчивость и колебания нелинейных систем управления, Москва, 2022 г.; Управление большими системами, Воронеж, 2018 г., Тамбов, 2019 г., Челябинск, 2022 г.

#### **Публикации.**

По теме диссертации опубликовано четыре статьи в рецензируемых научных журналах [1–4], в том числе три статьи категории К1 [2– 4], из них две статьи по специальности 2.3.1 (технические науки) [3, 4], две публикации в сборниках, индексируемых Web of Science/Scopus [5, 6], семь работ в сборниках трудов и тезисов конференций [7–13].

**Структура работы.** Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, заключения, списка сокращений, списка литературы и двух приложений. Работа изложена на 123 страницах, содержит 42 иллюстраций, 2 таблицы. Список цитируемой литературы включает 74 наименования.

**Введение** посвящено обоснованию актуальности темы, теоретической и практической значимости исследования. Приведен краткий исторический обзор работ, связанных с управлением пилотируемой авиацией при выполнении различных аэросъемочных работ. Формулируется цель и задачи исследования, изложена структура, основные положения работы, степень разработанности темы и краткое содержание диссертации.

**Глава 1** работы посвящена исследованию комплекса задач информационной поддержки навигационных режимов при выполнении полетов.

В **разделе 1.1** изложена роль человека-пилота как ключевого элемента в структуре единого комплекса «Управляемый пилотом ЛА» или «ЛА + пилот» в контексте информационной поддержки пилота при аэросъемочных работах.

**Раздел 1.2** представляет обзор комплекса Канадской фирмы AGNAV Navigation Systems, который можно отнести к системам штатной авионики летательного аппарата и который позволяет осуществлять полеты при выполнении съемочных работ.

Обзор на аэросъемочные программно-аппаратные навигационные комплексы, такие как DAQNAV (Data Aquisition and Navigation), CCNS (Computer Controlled Navigation System), ASCEND, приведен в **разделе 1.3**.

В качестве главных недостатков всех описанных систем информационной поддержки выделяются следующие:

- 1) вся выводимая пилоту управляющая информация в своей основе не учитывает такие значимые параметры, как время реакции пилота и динамические характеристики ЛА;
- 2) выводимая пилоту информация перегружена графически, предоставляя избыточную информацию, которая не воспринимается пилотом в процессе съемки.

Рассмотренные в **разделе 1.4** возможные пути совершенствования систем информационной поддержки пилота позволили сформулировать требования к структуре системы информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке:

- 1) система должна содержать нуль-индикатор, показания которого формируются на основе информации, получаемой от бортового приемника ГНСС;
- 2) индикатор должен отображать специальным образом подготовленное значение, учитывающее динамику движения и скорость реакции системы «ЛА + пилот»;
- 3) нуль-индикатор должен работать как при движении по заданной линии съемочного маршрута, так и в режиме криволинейной траектории захода;
- 4) полный комплекс системы сбора данных и информационной поддержки пилота должен обеспечивать решение необходимых сопутствующих задач съемки, в том числе контроль корректности работы всех источников данных на борту;
- 5) программная организация комплекса должна позволять работать не только на основном бортовом компьютере, но и в локальной сети, составленной из компьютеров, планшетов, смартфонов и т. п. В этом случае может быть обеспечена возможность предоставления необходимой информации по отдельности всем членам экипажа.

Для реализации данной структуры при обеспечении информационной поддержки пилота решаются следующие задачи:

- а) для текущих координат и скорости ЛА синтезируется программная траектория движения как при заходе на маршрут, так и при стабилизации относительно заданного маршрута съемки;
- б) определяется отклонение текущих параметров движения от параметров полученной программной траектории;
- в) формируются параметры для информационной поддержки пилота, позволяющие ему стать эффективным элементом системы регулирования в части бокового и вертикального уклонения.

**Глава 2** посвящена разработке алгоритма синтеза программной траектории движения ЛА при аэросъемочных работах. При выполнении таких работ требуется последовательно переключать два основных режима управления:

- заход на очередной прямолинейный участок траектории с заданным курсом,
- движение вдоль прямолинейного участка траектории с отклонениями, не превышающими заданные.

В разделе 2.1 представлена обобщенная модель движения центра масс ЛА в горизонтальной плоскости в виде системы дифференциальных уравнений

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = V \cos \varphi, \\ \dot{x}_2 = V \sin \varphi, \\ \dot{\varphi} = \omega, \\ \dot{\omega} = U. \end{cases} \quad (1)$$

Для этого вводятся следующие обозначения:  $x_1, x_2$  – локальные декартовы координаты объекта (м);  $\varphi$  – путевой угол движения объекта (рад);  $\omega$  – скорость изменения путевого угла (рад/с);  $V$  – модуль горизонтальной скорости движения объекта (м/с);  $U$  – управляющее воздействие (рад/с<sup>2</sup>).

Реализация управления осуществляется пилотом, например, кратковременным воздействием на элероны на самолете или на автомат перекоса на вертолете. В результате, так или иначе, возникает боковая составляющая силы, которая и приводит к изменению путевого угла. Учитывая физическую реализацию данного управления, функцию  $U$  можно считать непрерывной и дифференцируемой.

Рассмотрев систему (1) в «быстром» и «медленном» времени, применив теорию разделения движений, а также переходя в систему координат, связанную с началом очередного маршрута съемки, система (1) была сведена к виду

$$\begin{cases} \dot{y}_1 = V \cos y_3, \\ \dot{y}_2 = V \sin y_3, \\ \dot{y}_3 = \omega. \end{cases} \quad (2)$$

При этом управляющим воздействием в системе (2) уже выступает переменная  $\omega \in [-\omega_{max}, +\omega_{max}]$  – скорость изменения путевого угла ЛА, определяет расстояние вдоль маршрута,  $y_2$  – боковое отклонение от него,  $y_3$  задает отклонение от направления маршрута.

В разделе 2.2 ставятся и решаются две задачи быстрогодействия для системы (2) с использованием принципа максимума Понтрягина. Это задача быстрогодействия для режима «заход» (3), возникающая при заходе ЛА на очередной участок запланированной траектории,

$$\begin{cases} y_1(0) = y_1^0, & y_1(t_f) = 0, \\ y_2(0) = y_2^0, & y_2(t_f) = 0, \\ y_3(0) = y_3^0, & y_3(t_f) = 0. \end{cases} \quad (3)$$

Здесь  $\{y_1^0, y_2^0, y_3^0\}$  – начальное состояние объекта,  $t_f$  – минимизируемое время захода. Траектории, получаемые в результате решения данной задачи, хорошо известны – это набор дуг окружности радиуса  $V/\omega_{max}$  и отрезков прямой, при этом оптимальное управление имеет не более двух переключений.

Было показано, что в режиме сближения с прямолинейным участком также может быть поставлена задача быстродействия, которая является частным случаем задачи (3):

$$\begin{cases} \dot{y}_2 = V \sin y_3, \\ \dot{y}_3 = \omega, \end{cases} \begin{cases} y_2(0) = y_2^1, \\ y_3(0) = y_3^1, \end{cases} \begin{cases} y_2(t_f) = 0, \\ y_3(t_f) = 0. \end{cases} \quad (4)$$

Спецификой решения задачи (4) является тот факт, что отрезки прямой, если они входят в оптимальную траекторию, имеют вид  $y_1 = \text{const}$ , т. е. ортогональны маршруту.

Результатом решения задач (3) и (4) являются оптимальные траектории и оптимальные управления, реализующие эти траектории для соответствующих режимов, которые в дальнейшем и выбираются в качестве программных траекторий.

Алгоритм управления нуль-индикатором, представленный в **разделе 2.3**, подразумевает, что в качестве основного параметра информационной поддержки пилота выбирается расхождение текущего для момента времени  $i$  значения скорости изменения путевого угла  $\omega_i$  и ее программной величины  $\omega_i^+$ . В случае программной траектории индекс  $i$  отражает тот факт, что прогнозная траектория вычисляется каждый раз заново, исходя из текущего положения ЛА. Значение, подаваемое на индикатор пилота, должно выбираться с целью минимизации расхождения  $\omega$  и  $\omega_i^+$ .

Текущее значение  $\omega_i$  может быть получено из данных ГНСС дифференцированием значения путевого угла:

$$\omega_i = \frac{\varphi_i - \varphi_{i-1}}{\Delta t}, \quad (5)$$

где  $\varphi$  – путевой угол в момент времени  $i$ ,  $\Delta t = t_i - t_{i-1}$  – шаг времени между показаниями ГНСС, в современных приемниках эта величина порядка 0,1 с.

Поскольку система «ЛА + пилот» обладает запаздыванием в силу ограниченного времени реакции пилота и инерционности ЛА, следует выполнить прогноз требуемого значения угловой скорости

$$\omega_{i,K}^+ = \omega_i^+(VK \Delta t), \quad (6)$$

где  $K\Delta t$  задает время реакции системы «ЛА + пилот» с учетом дискретности поступающей навигационной информации, а параметр в скобках – путь в метрах, проложенный вдоль программной траектории. Тогда величину параметра, подаваемого на нуль-индикатор пилота, можно задать следующим образом:

$$u_i = \omega_i - \omega_{i,K}^+ \quad (7)$$

Учитывая влияние шумов навигационного решения ГНСС как на оценку текущей величины (5), так и на прогнозную величину (6), необходимо выполнить фильтрацию параметра (7):

$$\bar{u}_i = \frac{1}{N} \sum_{j=i-N}^i (\omega_j - \omega_{j,K}^+) = \frac{1}{N} \Delta \omega + \frac{1}{N} \sum_{j=i-N}^{i-1} \Delta \omega, \quad (8)$$

где  $\Delta \omega_i = \omega_i - \omega_{i,K}^+$  – расхождение текущего и программного значения скорости изменения путевого угла в момент времени  $i$ . Стоит отметить, что выражение (8) можно интерпретировать как разницу путевого угла вдоль программной траектории и вдоль реальной траектории на интервале времени  $N\Delta t$ .

В результате при выполнении аэрогеофизической съемки сигнал нуль-индикатора для режима захода или сближения формируется следующим образом.

#### Алгоритм 1.

1. Назначается радиус разворота  $R = R_{min}$  ( $R_{min}$  – минимальный радиус разворота, обеспечивающий безопасное маневрирование для данного пилота и ЛА).
2. Определяется программная траектория для  $\omega_{max} = V/R$ .
3. Формируется сигнал нуль-индикатора согласно формуле (8) с учетом масштабного коэффициента  $S$ .

Описанный алгоритм формирования показаний нуль-индикатора имеет следующие настроечные параметры:

- $N\Delta t$  – интервал осреднения (по умолчанию задан равным 4 сек);
- $K\Delta t$  – время реакции системы «ЛА + пилот» (по умолчанию задан равным 2 сек);
- $\omega_{max} = V/R$  – программная скорость изменения путевого угла (определяется комфортным для пилота и данного ЛА радиусом разворота  $R$ );
- $S$  – масштабный коэффициент индикатора (по умолчанию задан равным  $20 \text{ рад}^{-1}$ , так что диапазон  $\pm 0,05 \text{ рад}$ ).

Чтобы избежать избыточных нагрузок на пилота, в **разделе 2.4** предлагается при расчете программной траектории в режиме «сближения» брать не предельное значение радиуса разворота, а минимально допустимое, которое позволит построить программную траекторию сближения, не пересекая границы заданного техническим заданием на съемку коридора, в котором требуется держать ЛА (рис. 1).

Пусть  $D_{max}$  – максимально допустимое боковое отклонение ЛА от заданной линии пути. Тогда используется

#### Алгоритм 2.

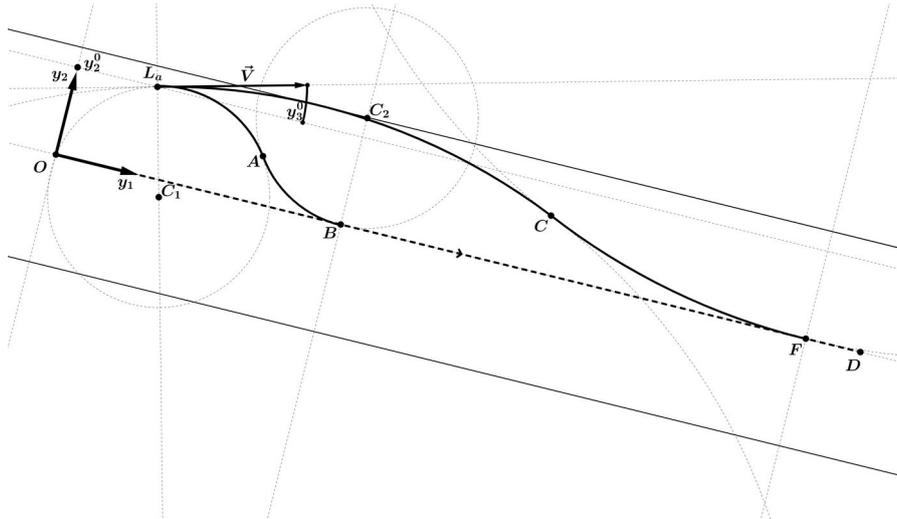
1. Если  $y_2^0 > D_{max}$  или  $y_2^0 < -D_{max}$ , то  $R = R_{min}$  и переход к пункту 6.
2. Если  $y_3^0 > 0$ , то

$$\tilde{R} = \frac{(D_{max} - y_2^0)}{1 - \cos y_3^0}. \quad (9)$$

3. Иначе, если  $y_3^0 < 0$ , то

$$\tilde{R} = \frac{(y_2^0 - D_{max})}{1 - \cos y_3^0}. \quad (10)$$

4. Иначе, если  $y_3^0 = 0$ , то  $\tilde{R} = 10 R_{min}$  (если радиус может быть сколь угодно большим, он ограничивается величиной, в 10 раз больше заданной).
5. Если  $\tilde{R} > 10 R_{min}$ ,  $\tilde{R} = 10 R_{min}$ .
6. Если  $\tilde{R} < R_{min}$ ,  $R = R_{min}$ , иначе  $R = \tilde{R}$ .
7. Определяется программная траектория для  $\omega_{max} = V/R$ .
8. Формируется сигнал нуль-индикатора согласно формуле (8) с учетом коэффициента шкалы  $S$ .



*Рисунок 1. Фрагмент расчетной траектории для режима «Сближение», оптимальный по быстродействию  $L_aB$  и допустимый по боковому уклону  $L_aF$*

В разделе 2.5 показано, как происходит переключение режимов работы нуль-индикатора при переключении между режимами захода и сближения и при переходе с одного прямолинейного участка текущего маршрута на другой в режиме сближения.

Глава 3 посвящена разработке алгоритма настройки параметров системы информационной поддержки пилота в процессе аэрогеофизической съемки.

Раздел 3.1 посвящен анализу возможностей настройки. На рис. 2 приведена структура системы «ЛА – система информационной поддержки –

пилот». Блок, обозначенный как «Информационная система», функционально соответствует системе информационной поддержки. Поскольку выбор интервала осреднения  $N\Delta t$  связан с работой ГНСС, а масштабный коэффициент  $S$  влияет напрямую на время реакции пилота, настройка алгоритма работы системы информационной поддержки выполняется по двум параметрам:

- $K\Delta t$  – время реакции системы «ЛА + пилот»;
- $\omega_{max} = V/R_{min}$  – скорость изменения путевого угла.

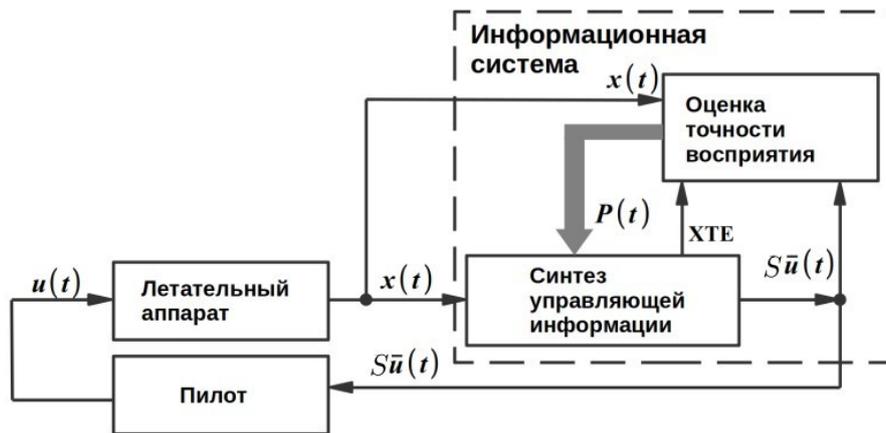


Рисунок 2. Информационная система в структуре аэросъемочного комплекса

Алгоритм подбора данных параметров настройки алгоритма управления, описанный в **разделе 3.2**, работает через идентификацию передаточной функции динамической системы с одним входом и одним выходом в классе линейных систем второго порядка:

$$H(s) = \frac{b_0 s + b_1}{s^2 + a_1 s + a_2}, \quad (11)$$

$$\ddot{x} + a_1 \dot{x} + a_2 x = b_0 \dot{y} + b_1 y,$$

где  $y$  – вход системы, в рассматриваемом случае – значение параметра на нуль-индикаторе пилота  $S\bar{u}$ , а  $x$  – выход, значение бокового уклонения от текущего маршрута ХТЕ. Коэффициенты  $a_1, a_2, b_0, b_1$  неизвестны.

Для получения  $K\Delta t$  рассматривается уравнение (11) при постоянном управляющем воздействии  $y = 1$ :

$$\ddot{x} + a_1 \dot{x} + a_2 x = b_1. \quad (12)$$

Корни характеристического уравнения для (12) определяют постоянную времени динамики ЛА:

$$\frac{1}{T_{r1,2}} = \frac{a_1 \mp \sqrt{a_1^2 - 4a_2}}{2}. \quad (13)$$

Выбирается один корень, отвечающий значению постоянной времени  $\sim 1$  секунды. Тогда

$$K = \frac{T_r}{\Delta t}. \quad (14)$$

Для определения постоянной времени динамики ЛА или максимальной скорости изменения путевого угла  $\omega_{max}$  в процессе выполнения режима «заход» есть возможность наблюдать оценку этой величины непосредственно, согласно (5):

$$\omega_{max} = \frac{1}{N \Delta t} \sum_{i=1}^N \varphi_i - \varphi_{i-1} = \frac{1}{N \Delta t} \varphi_N - \varphi_0, \quad (15)$$

где  $\varphi$  – путевого угол в момент времени  $i$ ,  $\Delta t = t_i - t_{i-1}$  – шаг времени между показаниями ГНСС, осреднение выполняется на всем протяжении  $N\Delta t$  программного движения по окружности.

В разделе 3.3 с использованием пакета System Identification Toolbox в составе среды MATLAB были подобраны данные параметры для четырех летательных аппаратов. Это вертолеты As350 Eurocopter, Ми-8; самолеты Cessna-172, Ан-3. В результате получены четыре модели в форме передаточных функций для соответствующих ЛА. Все модели подобраны с точностью около 80%. На рисунке 3 показан результат подбора для самолета Cessna-172, соответствие реальных и модельных значений приращений ХТЕ составило 86,7%. Для подобранных моделей выполнена идентификация параметров настройки алгоритма управления нуль-индикатором.

Также для подобранных моделей было реализовано численное моделирование полета в режиме «сближение» с заданным маршрутом. Результаты моделирования показали, что полученные динамические системы «ЛА + пилот» соответствуют траекториям реальных полетов.

Глава 4 посвящена разработке алгоритма вычисления управляющего параметра баланса энергии в системе «ЛА – двигатель – среда».

Выполнение большинства аэрогеофизических съемочных работ подразумевает полеты на высотах порядка 30-50 метров над рельефом. Это задачи, связанные с аэрогамма-спектрометрией, электроразведкой или же магнитометрией. Но есть задачи гравиметрической съемки, где выдержка таких высот не принципиальна, а критерием качества обтекания рельефа служат минимальные вертикальные ускорения. Для решения такого рода задач в качестве параметра управления по высоте предложено выводить в поле зрения пилота дополнительный директорный индекс.

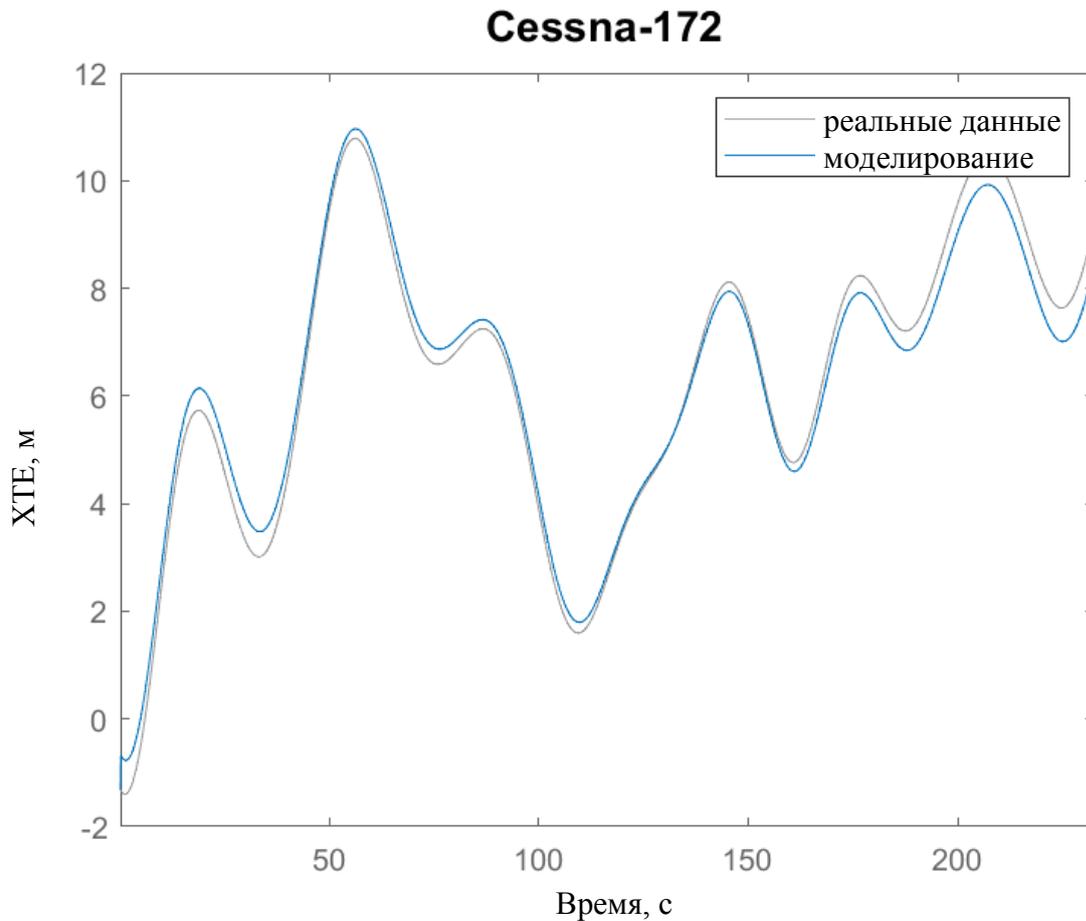


Рисунок 3. Результат подбора параметров самолета Cessna-172

Методологической базой для формирования директорного индекса является энергетический подход к управлению пространственным движением летательного аппарата, описанный в **разделе 4.1**. В основе этого подхода лежит уравнение баланса энергии:

$$\Delta H_E = \Delta H_E^{дв} + \Delta H_E^D + \Delta H_E^w. \quad (16)$$

Здесь  $\Delta H_E$  — приращение удельной полной энергии ЛА,  $\Delta H_E^{дв}$  — удельная работа двигателя,  $\Delta H_E^D$  — затраты энергии на преодоление лобового сопротивления,  $\Delta H_E^w$  — работа ветра. Уравнение описывает количественные соотношения между источником и всеми потребителями энергии и записано в форме приращений удельной энергии движения:

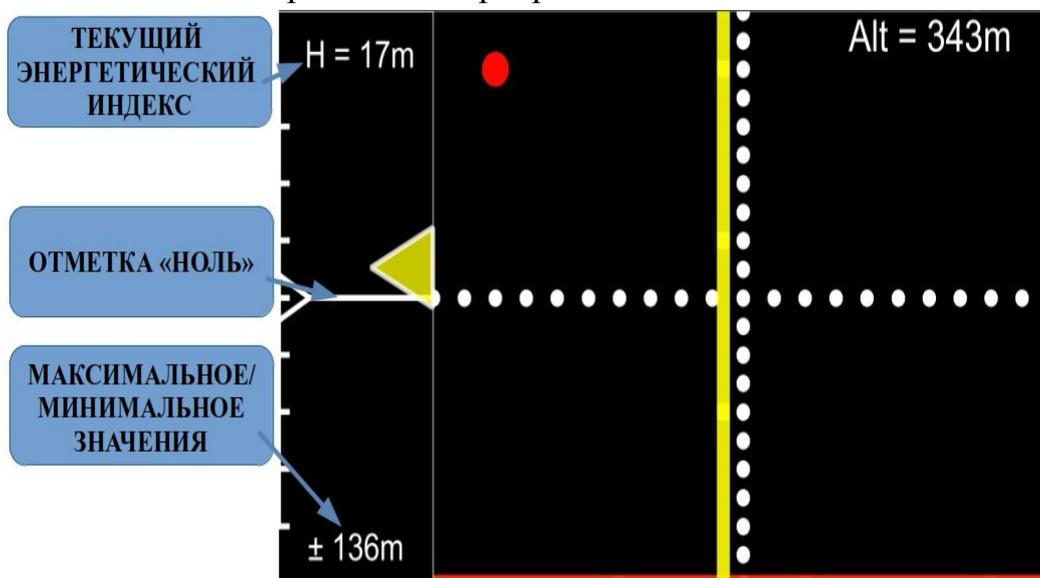
$$H_E(*) = E(*)/mg = h + V^2/2g. \quad (17)$$

Алгоритм формирования директорного индекса для управления тягой двигателя при генеральном обтекании рельефа и способ вывода его на экран индикатора представлены в **разделе 4.2**. В качестве параметра управления выводится величина отклонения полной энергии от требуемой  $\Delta H_E$ . Этот индекс

должен восприниматься пилотом как командный сигнал для управления тягой двигателя с целью обнуления ошибки полной энергии. Наличие такой подсказки поможет приобрести «чувство полной энергии» пилоту, облегчит ручное управление или будет служить индикатором обобщенной ошибки. Вид экрана индикатора показан на рис. 4.

Рассмотрены два варианта формирования программного значения полной энергии: с постоянной величиной энергии (17) и с постоянным значением скорости, когда  $V = \text{const}$  в выражении (17), само значение полной энергии при этом меняется.

**Раздел 4.3** представляет результаты исследования поведения энергетического индекса на реальных траекториях. Характер работы энергетического индекса анализировался на данных, полученных при полетах на самолете Cessna-208 Grand Caravan в Южно-Африканской Республике при работах на гравиметрической съемке и на вертолете Eurocopter AS350B3 в Забайкалье при выполнении комплексной съемки (аэроэлектроразведка, магнитометрия, гамма-спектрометрия). Показано, что в условиях вертолетной съемки, которая выполняется на рельефе с повышенной категорией сложности, применение энергетического индекса неоправданно. При съемке с генеральным обтеканием рельефа, когда изменения высоты лишь в общих чертах повторяют профиль рельефа, возможно эффективное применение энергетического индекса – отклонение полной энергии от ее программного значения минимально.



*Рисунок 4. Нуль-индикатор пилота с возможностью вывода энергетического индекса*

В **Главе 5** приведены результаты практической реализации предложенного математического и алгоритмического обеспечения системы информационной поддержки пилота в структуре бортового комплекса NAVDAT. Рассмотрены структура, особенности функционирования разработанного

бортового комплекса. На основе экспериментально полученных данных, выполненных съемочных работ реализован анализ эффективности предложенных алгоритмов.

В разделе 5.1 представлена общая архитектура разработанного программного комплекса NAVDAT (рис. 5), который построен по архитектуре «клиент-сервер». Согласно выбранной схеме, центральным элементом, управляющим и координирующим работу всего бортового комплекса, является виртуальный сервер – в терминологии Linux «демон» `bortd`. Каждый модуль «демона» получает от связанного с ним физического устройства определенный набор данных (включая параметры контроля работоспособности и достоверности) и размещает его в едином информационном пространстве. Взаимодействие человека с программными компонентами системы NAVDAT осуществляется с использованием программных модулей-индикаторов (в том числе командных интерфейсов, диалоговых панелей), взаимодействующих с «демоном» `bortd` также с использованием протоколов TCP/IP.

В разделе 5.2 описана структура полетного задания, загружаемого в комплекс NAVDAT, и минимальный набор программ из комплекса, необходимый для ввода параметров, требуемых для алгоритмов, формирующих управляющую информацию, а также программы информационной поддержки пилота.

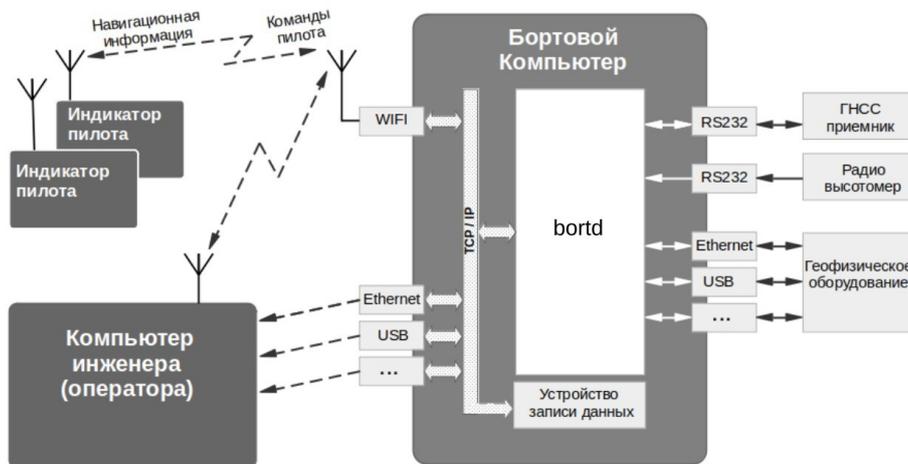
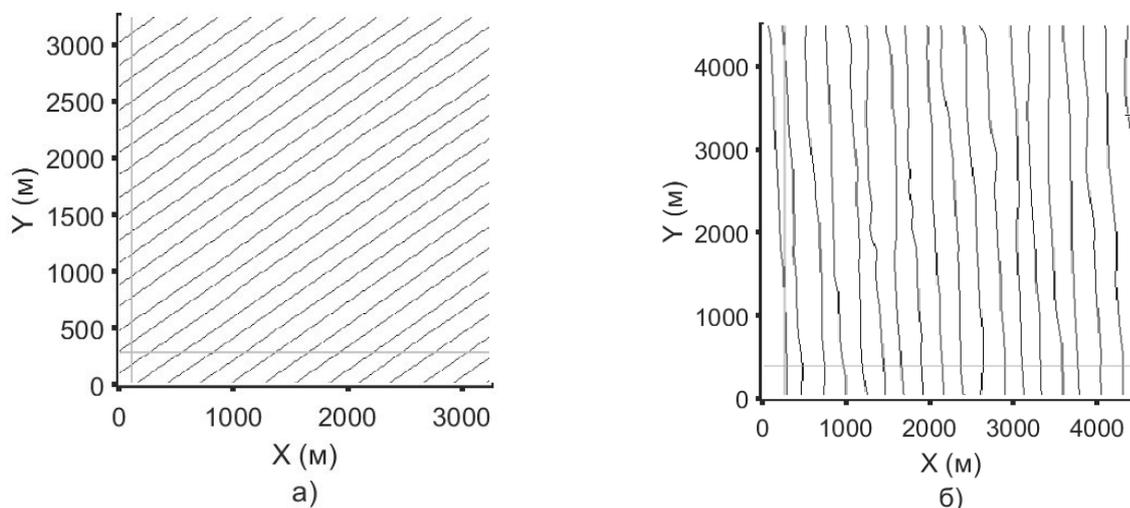


Рисунок 5. Структура комплекса NAVDAT

Эффективность методов и алгоритмов информационной поддержки изложена в разделе 5.3. Апробация предложенных алгоритмов была проведена в ходе летных испытаний с использованием следующих типов летательных аппаратов: самолетов (Ан-2, Ан-3; Cessna 172, 208; L410) и вертолетов (Eurocopter AS350B3, AS350B2, EC145; Ми-8). В качестве примера приведены результаты выполнения полета на вертолете Ми-8. На рис.6 приведены фрагменты карт фактических линий пути. На рисунке: а) полет выполнялся исключительно по показаниям нуля-индикатора пилота с использованием

разработанных алгоритмов; б) в режиме с использованием штурмана-съемщика и цифровой карты-панорамы. Полеты в обоих случаях выполнялись на вертолете Ми-8 разными экипажами в сходных условиях при одинаковом наборе геофизического оборудования. Полеты выполнялись с обтеканием рельефа, перепады не более 500 м, высота полета над рельефом – 70 м. Согласно техническому заданию в обоих случаях отклонение от заданной линии пути считалось допустимым, если оно не превышает 25 м (или 10% от межмаршрутного расстояния 250 м). Очевидно, что проводка с использованием предложенных алгоритмов информационной поддержки навигационных режимов а) этому требованию удовлетворяет, в отличие от результатов полета по карте-панораме б).



*Рисунок 6. Фактические линии пути при съемках одинакового масштаба  
а) – проводка под управлением комплекса NAVDAT  
б) – проводка по карте-панораме*

## ВЫВОДЫ

В диссертационной работе разработаны математическое и алгоритмическое обеспечение системы информационной поддержки пилота в процессе аэрогеофизической съемки. Были получены следующие основные результаты.

1. Сформулированы требования к структуре системы информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке, реализация которых позволила обеспечить повышение точности проводки летательного аппарата и эффективности использования летного времени.

2. Разработаны алгоритмы информационной поддержки пилота при управлении движением в горизонтальной плоскости, разработанные на основе принципа максимума Понтрягина с использованием траекторий Дубинса. Представлены варианты синтеза оптимальных по быстрдействию

программных траекторий и управлений, реализующих эти траектории, для двух режимов работы в процессе съёмки: захода на маршрут и стабилизации на нем.

3. Предложен алгоритм формирования допустимых программных траекторий в режиме сближения с текущим маршрутом, для которых удовлетворяются требования технического задания в части точности следования заданной линии пути. Данный подход позволяет уменьшить нагрузку на пилота в случае не слишком строгих требований технического задания.

4. Предложен способ оценки динамических характеристик, необходимых для алгоритма управления нуль-индикатором пилота, на основе которого разработан алгоритм настройки. Работа алгоритма позволяет формировать программные траектории, отвечающие поведению конкретного пилота и динамике конкретного ЛА.

5. Разработан алгоритм информационной поддержки пилота при управлении движением в вертикальной плоскости, в основе которого лежит метод баланса полной энергии. Работа алгоритма помогает пилоту избежать влияния излишних перегрузок при выполнении аэрогравиметрической съёмки.

6. Разработан программный комплекс информационной поддержки пилота на режимах аэрогеофизической съёмки для всех видов самолетов и вертолетов, выполняющих эти работы, использование которого позволяет:

- обеспечить среднеквадратичное значение ошибки бокового уклонения на дистанции полет порядка 1000 пог. км на уровне 2 – 3 м;
- обеспечить предельно низкие потери летного времени – в среднем 1 – 1,5 минуты в режимах захода на маршрут.

Разработанные алгоритмы системы информационной поддержки пилота в процессе аэрогеофизической съёмки, а также технические решения, реализованные на их основе, являются универсальными и могут найти успешное применение не только в задачах аэрогеофизической съёмки, но и при решении других задач, связанных с ручным управлением различных летательных аппаратов.

## ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

### Статьи в рецензируемых журналах

1. Каршаков Е.В., Шевченко А.М., Гаракоев А.М. Формирование директорного индекса на пилотажном приборе при выполнении аэрогеофизической съёмки // Навигация и управление летательными аппаратами. 2022. Выпуск 37. С. 2–16. К3.
2. Гаракоев А.М., Гладышев А.И. Формирование программных траекторий движения летательного аппарата при аэрогеофизической съёмке // Проблемы управления. 2023. № 4. С. 38–47. К1.
3. Гаракоев А.М., Гладышев А.И. Идентификация динамической системы "летательный аппарат + пилот" при выполнении аэрогеофизической

съёмки // Управление большими системами. 2023. вып. 103. С. 190–202. К1.

4. Волковицкий А.К., Гаракоев А.М., Гладышев А.И., Каршаков Е.В. Программный комплекс для информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке // Датчики и Системы. 2023. № 5. С. 35–42. К1.

#### **Публикации в сборниках, индексируемых Web of Science/Scopus**

5. Мойланен Е.В., Павлов Б.В., Каршаков Е.В., Волковицкий А.К., Гаракоев А.М. Airborne Geophysical Technologies as a Basis for Diamond Field Prognoses in Regional and State Scale // Proceedings of the 12th International Conference "Management of Large-Scale System Development" (MLSD). IEEE Xplore, 2019. 4 p. <https://ieeexplore.ieee.org/document/8911014>.
6. Каршаков Е.В., Шевченко А.М., Гаракоев А.М. Formation of a director index to assist the pilot in conducting airborne geophysical survey // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering-International Workshop on Navigation and Motion Control (NMC 2020). 2020. Vol. 984. P. 012015 (1–10) <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/984/1/012015/pdf>.

#### **Публикации в сборниках трудов и тезисов конференций**

7. Мойланен Е.В., Гаракоев А.М., Каршаков Е.В. Аэрогеофизическая съемка республики Руанды (26 000 км<sup>2</sup>) с помощью системы экватор // Материалы 10-й Международной конференции «Управление развитием крупномасштабных систем» (MLSD'2017, Москва). М.: ИПУ РАН, 2017. Т. 2. С. 154–157.
8. Гаракоев А.М., Мойланен Е.В. Управление процессом аэрогеофизической съемки с помощью системы ЭКВАТОР // Материалы 15-й Всероссийской школы-конференции молодых ученых «Управление большими системами» (УБС'2018, Воронеж). Воронеж: Воронежский государственный технический университет, 2018. Т. 2. С. 13–17.
9. Тхоренко М.Ю., Мойланен Е.В., Гаракоев А.М. Анализ работы аэроэлектроразведочных систем с различной геометрией на материалах геофизических съемок в зоне центрально-африканского разлома // Труды 16-й Всероссийской школы-конференция молодых ученых «Управление большими системами» (УБС'2019, Тамбов). Тамбов: Издательский центр ФГБОУ ВО "ТГТУ", 2019. С. 244–248.
10. Тхоренко М.Ю., Гаракоев А.М. Модель вторичного электромагнитного поля в системах аэроэлектроразведки с учетом конечности размеров источника // Труды 16-й Всероссийской школы-конференция молодых ученых «Управление большими системами» (УБС'2019, Тамбов). Тамбов: Издательский центр ФГБОУ ВО "ТГТУ", 2019. С. 239–244.

11. Гаракоев А.М., Тхоренко М.Ю. Алгоритм управления летательным аппаратом при выполнении аэрогеофизической съемки // Труды 16-й Всероссийской школы-конференция молодых ученых «Управление большими системами» (УБС'2019, Тамбов). Тамбов: Издательский центр ФГБОУ ВО "ТГТУ", 2019. С. 258–261.
12. Каршаков Е.В., Гаракоев А.М. Решение задач быстродействия при построении алгоритмов управления движением вдоль фрагментарной траектории // Труды 18-ой Всероссийской школы-конференции молодых ученых «Управление большими системами» (УБС'2022, Челябинск). Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2022. С. 463–468.
13. Волковицкий А.К., Гаракоев А.М. Алгоритмы управления движением по фрагментарной траектории // Материалы 16-й Международной конференции «Устойчивость и колебания нелинейных систем управления» (конференция Пятницкого) (Москва, 2022). М.: ИПУ РАН, 2022. С. 101–105.

#### **Личный вклад автора в совместные публикации.**

[1, 6] – анализ реальных траекторных данных полетов различных летательных аппаратов, компьютерное моделирование и разработка пилотажного индикатора с возможностью вывода энергетического индекса.

[2, 11, 12, 13] – анализ возможных вариантов траекторий и режимов управления полетом летательного аппарата по запланированной линии маршрута, разработка алгоритма формирования оптимальных траекторий на основе решения задач быстродействия, разработка алгоритма формирования управляющей информации выводимой на индикатор пилота.

[3] – анализ полетных данных различных летательных аппаратов, разработка метода настройки параметров алгоритма управления летательным аппаратом на основе идентификации динамических систем, компьютерное моделирование результатов идентификации.

[4] – разработка программных модулей в составе единого бортового программного комплекса аэрогеофизической съемки.

[5, 7, 8, 9] – описание алгоритмов и результатов работы системы информационной поддержки пилота.

[10] – обзор существующих аэрогеофизических комплексов.