

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»

диссертация на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Научный руководитель:  
д.т.н., доцент А.И. Гладышев

Москва 2024 г.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	5
Глава 1. Структура систем информационной поддержки процесса аэрогеофизической съемки и их особенности.....	15
1.1. Особенности организации информационной поддержки процесса аэрогеофизической съемки.....	16
1.2. Системы штатной авионики для аэрогеофизической съемки.....	21
1.3. Аэросъемочные программно-аппаратные навигационные комплексы. .	22
1.3.1. Программный комплекс DAQNAV.....	23
1.3.2. Проводчики CCNS.....	24
1.3.3. Программный комплекс ASCEND.....	25
1.4. Пути совершенствования систем информационной поддержки пилота.	27
Выводы по Главе 1.....	29
Глава 2. Алгоритмы информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке. Горизонтальный канал.....	31
2.1. Уравнения движения.....	33
2.2. Задача быстрогодействия.....	38
2.2.1. Уравнения движения.....	38
2.2.2. Задача быстрогодействия для режима «заход».....	38
2.2.3. Синтез программных траекторий для режима «заход».....	39
2.2.4. Синтез траекторий для режима «сближение».....	42
2.2.5. Численное решение задачи быстрогодействия.....	44
2.3. Алгоритм управления нуль-индикатором пилота.....	46
2.4. Выбор допустимой траектории в режиме «сближение».....	50
2.5. Переключение режимов работы нуль-индикатора.....	53
2.5.1. Переключение из режима «сближение» в режим «заход».....	53
2.5.2. Переключение из режима «заход» в режим «сближение».....	53

2.5.3. Переключение в режиме «сближение» между последовательными участками маршрута.....	54
Выводы по Главе 2.....	54
Глава 3. Настройка параметров системы информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке.....	56
3.1. Теоретические предпосылки автоматизации настройки параметров синтеза управляющей информации.....	58
3.2. Определение параметров системы «летательный аппарат + пилот».....	59
3.2.1. Определение параметров модели системы «летательный аппарат + пилот».....	60
3.2.2. Определение параметров настройки алгоритма управления нуль-индикатором.....	61
3.3. Обработка экспериментальных данных.....	62
3.3.1. Параметры системы «летательный аппарат + пилот» для различных летательных аппаратов.....	62
3.3.2. Проверка параметров модели.....	69
Выводы по Главе 3.....	70
Глава 4. Алгоритмы информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке. Вертикальный канал.....	72
4.1. Основы энергетического подхода.....	74
4.2. Формирование директорного индекса для управления тягой двигателя.....	78
4.3. Исследование энергетического индекса на реальных траекториях.....	80
Выводы по Главе 4.....	83
Глава 5. Программный комплекс информационной поддержки навигационных режимов аэросъемочного полета NAVDAT.....	85
5.1. Структура программного комплекса.....	86
5.2. Навигационный план полетного задания.....	88
5.2.1. Структура и формальное описание навигационного плана.....	88

5.2.2. Штурманский контроль и управление последовательностью прохождения полетного задания.....	89
5.2.3. Управление структурой навигационного плана.....	92
5.2.4. Управление выработкой управляющей информации для плановой проводки летательного аппарата.....	94
5.2.5. Управление параметрами выработки управляющей информации.	98
5.3. Результаты практического применения и оценка эффективности методов и алгоритмов информационной поддержки.....	101
Выводы по Главе 5.....	104
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	105
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ.....	109
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	110
ПРИЛОЖЕНИЕ 1. Алгоритм расчета допустимого радиуса разворота.....	119
ПРИЛОЖЕНИЕ 2. Акты внедрения результатов работы.....	121

## ВВЕДЕНИЕ

### Общая характеристика работы

**Актуальность работы** обусловлена важностью для современной экономики средств и методов высокоточной навигации при выполнении аэро-съемочных полетов.

Особое место занимает применение авиации при особо сложных поисково-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 интенсивно развивающихся радиоэлектронной, атомной промышленности предопределило использование аэрогеофизики как целого комплекса методов особо интенсивного выполнения геологических поисков на новых, ранее не исследованных территориях.

В 1936 г. экспериментальные исследования были проведены советским ученым А.А. Логачевым [Логачев, 1936], [Ильина, 1983], [Афанасьев и др., 1999] при изучении геомагнитного поля в полете по маршруту Новгород – Валдай. В 1944 г. при участии геофизика 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 [Hanna, 1990].

Сегодня аэросъемка широко используется в самых различных вариантах дистанционного зондирования, при этом принципиальным в аэросъемочных технологиях является навигационное обеспечение работ, обязательно включающее два важных компонента: высокоточную топографическую привязку

данных зондирования, а также 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 геопозиционирования с использованием спутниковых навигационных систем. Появление спутникового созвездия NAVSTAR и навигационной системы (GPS) [Серапинас, 2002], [Генике, Побединский, 2004], и при широком использовании при аэросъемочных работах средств вычислительной техники значительно повысилась точность и детальность работ. Появилась возможность существенно автоматизировать процесс расчета необходимых 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 при выполнении аэрогеофизических съемок является категорический запрет на использование каких-либо средств автоматического воздействия на органы управления ЛА. Пилотирование может осуществляться только вручную. В этих условиях важнейшей составляющей съемочного процесса является предоставление пилоту управляющей информации, позволяющей выполнить указанные суровые требования.

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

Хотя сегодня средства навигационной поддержки можно наблюдать в любом смартфоне, а картографическое представление параметров географической

привязки стало традиционным, задачу навигационной поддержки пилота в аэрогеофизическом процессе считать решенной в полной мере пока еще нельзя. Даже с учетом того, что сегодня на рынке широко представлены известные средства навигационной поддержки, производство 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, 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.К. Волковицкий, А.Н. Дроботенко, П.Ю. Жодзишский), ООО Геотехнологии (В.В. Макаров), ООО 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 и 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, управ-

ление и обработка информации, статистика» (технические науки) по следующим пунктам.

2. Формализация и постановка задач системного анализа, оптимизации, управления, принятия решений, обработки информации и искусственного интеллекта.
4. Разработка методов и алгоритмов решения задач системного анализа, оптимизации, управления, принятия решений, обработки информации и искусственного интеллекта.
5. Разработка специального математического и алгоритмического обеспечения систем анализа, оптимизации, управления, принятия решений, обработки информации и искусственного интеллекта.
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 составляют 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;
- 2) алгоритмы информационной поддержки пилота при управлении движением в горизонтальной плоскости, разработанные на основе принципа максимума Понтрягина с использованием траекторий Дубинса;
- 3) алгоритмы настройки параметров системы информационной поддержки с

использованием информации о конкретных динамических характеристиках системы «летательный аппарат + пилот»;

- 4) алгоритмы информационной поддержки пилота при управлении движением в вертикальной плоскости, разработанные на базе метода баланса полной энергии;
- 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).

**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, в том числе три статьи в журналах категории К1, из них две в журналах по специальности 2.3.1 (технические науки), одна статья в журнале категории К3 также по специальности 2.3.1 (технические науки), две публикации в сборниках из перечня Web of Science/Scopus, семь работ в сборниках трудов и тезисов конференций.

**Структура работы.** Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, заключения, списка сокращений, списка литературы и двух приложений.

Работа изложена на 124 страницах, содержит 42 иллюстраций, 2 таблицы. Список цитируемой литературы включает 74 наименования.

**Глава 1** работы посвящена исследованию комплекса задач информационной поддержки навигационных режимов при выполнении полетов. Рассмотрены существующие системы навигационной поддержки, тенденции их развития, исследованы особенности и определены пути совершенствования применительно к задачам аэросъемочных работ.

**Глава 2** посвящена разработке алгоритма оптимального синтеза траекторий движения ЛА при аэросъемочных работах в режимах захода на маршрут и стабилизации на заданной линии пути. Динамическая модель самолета сведена к модели машины Дубинса. Для режима захода на маршрут и для режима сближения с текущим маршрутом получены оптимальные по быстродействию управления.

Разработаны алгоритмы определения эффективного параметра расхождения заданной и прогнозной траекторий, исследована возможность и предложен вариант перехода от траекторий, оптимальных по быстродействию к траекториям, минимально удовлетворяющим требованиям технического задания на съемку, что позволяет существенно облегчить работу пилота.

**Глава 3** посвящена разработке алгоритма оценки параметров системы «ЛА + пилот» и настройки параметров для выработки управляющей информации, выводимой пилоту на индикатор в качестве подсказки. Приведены результаты разработки алгоритма. На экспериментально полученных данных рассмотрена работа алгоритма для четырех различных ЛА.

**Глава 4** посвящена разработке алгоритма вычисления управляющего параметра баланса энергий в системе «ЛА – двигатель – среда». Приведен анализ энергетического подхода к синтезу оптимальных траекторий при управлении движением по высоте, определены условия применения управляющего параметра, описан вариант визуализации энергетического индекса в системе информационной поддержки пилота.

В **Главе 5** приведены результаты практической реализации предложенных методов и алгоритмов в структуре программных модулей информационной поддержки навигационных режимов бортового комплекса NAVDAT, рассмотрены структура, особенности функционирования. На основе экспериментально полученных данных выполненных съемочных работ выполнен анализ эффективности предложенных алгоритмов.

## **Глава 1. Структура систем информационной поддержки процесса аэрогеофизической съемки и их особенности**

Поскольку использование средств автоматизации пилотирования при выполнении аэросъемочных работ исключено инструкциями по безопасности полетов, средства и методы организации навигационной поддержки съемочного процесса необходимо рассматривать в контексте человеко-машинного взаимодействия, эргономики, инженерной психологии. Научный интерес к вопросам человеко-машинного взаимодействия остается неизменно высоким непосредственно с появления средств автоматизации управления полетом до настоящего времени [Сильвестров и др., 1986].

Своим возникновением и особенностями организации современные системы информационной поддержки навигационных режимов съемочного полета обязаны многолетним традициям организации и дисциплины взаимодействия членов экипажа. Принципы этого взаимодействия носят самый общий характер. Пилотов и штурманов обучают в летных училищах вне зависимости от того, какие задачи будут перед ними поставлены впоследствии [Корчемный, 1986]. В связи с этим, при выборе формы представления пилоту или штурману управляющей информации навигационного характера неизбежно приходится руководствоваться пониманием особенностей ее восприятия.

Исторически в соответствии с руководством по съемочным полетам управление проводкой ЛА по съемочным маршрутам возлагалось на штурмана, члена съемочного экипажа. Штурман, соотнося с картой положение видимых ориентиров, показывал пилоту направление движения.

Некоторым образом в противоположность такому чисто человеческому подходу, штатные технические средства навигационного комплекса большинства самолетов и вертолетов предполагают, что пилот следует указаниям приборов-индикаторов (гироскопического или радиоконуса, курсо-глиссадной системы и т. п.). Соответственно, с появлением средств высокоточного позиционирования на базе спутниковых навигационных систем наиболее органич-

ным оказалась представление навигационной информации одновременно штурману (в виде числовых значений широты, долготы, путевого угла, расстояния до траверса точки назначения, до заданной линии пути и т. п.) и пилоту (в форме так называемого нуль-индикатора, указатель которого следовало удерживать вблизи нуля).

Возможности визуализации навигационной информации сегодня существенно более широкие, однако принцип ее разделения на штурманскую и пилотскую благодаря простоте во многом сохраняется и используется практически во всех комплексах навигационной поддержки. Для данной же работы важно, в какой мере эффективность представления навигационной управляющей информации соответствуют требованиям задач аэросъемки, и за счет чего точности проводки ЛА в съемочном режиме может быть повышена.

### **1.1. Особенности организации информационной поддержки процесса аэрогеофизической съемки**

Производство аэрогеофизической съемки связано с производством полетов в особо сложных условиях. Предельно малая высота, необходимость огибания рельефа, высокие требования точности соответствия реальных траекторий движения заданным линиям пути, как в плане, так и по высоте, запрещают применение средств автоматического управления, пилотирование может осуществляться только вручную. В этих условиях особую значимость приобретают особенности и индивидуальные качества пилота, как ключевого элемента единого комплекса, который можно определить как «управляемый пилотом ЛА» или «ЛА + пилот».

В рассматриваемом процессе пилот является, пусть сложным и интеллектуальным, но все же вполне предсказуемым элементом единой динамической управляемой системы, и от качества его согласования со всеми другими элементами комплекса коренным образом зависит не только общая эффективность аэрогеофизической съемки, но и безопасность работ.

Важнейшим фактором, определяющим качество работы пилота, является

восприятие им информации, доставляемой бортовыми приборами. Разработчики информационных бортовых систем учитывают особенности этого восприятия, однако вынужденно приводят их характеристики к некому среднему уровню.

Применительно к задачам аэрогеофизических исследований важно, что для производства аэросъемок в качестве ЛА-носителей используются самолеты и вертолеты, оснащенные штатными средствами автоматизации. Таким образом, важнейший с точки зрения процесса управления, интерфейс взаимодействия пилота с ЛА является структурой постоянной, и более того, частью этой структуры неизбежно является совокупность навыков и стандартных приемов, приобретаемых пилотом в процессе профессиональной подготовки и практической летной работы.

На Рис. 1.1 (рисунок из статьи Р. Гесса [Hess, 1979]) представлен один из вариантов формализованного описания поведения человека-пилота в структуре динамической системы «управляемый пилотом ЛА».

Очевидно, что если система может быть описана уравнениями вида

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + w \\ y = Cx + Du + v_y \\ u = f(y) \end{cases} \quad (1.1)$$

где  $x$  – вектор состояния динамической системы,  $y$  – вектор измеряемых параметров,  $u$  – управляющее воздействие,  $w$  – вектор случайных возмущений динамической системы,  $v_y$  – вектор случайных возмущений измеряемого сигнала, то в каждый момент времени блок, выделенный пунктиром и обозначенный на схеме как «ПИЛОТ», реализует функцию  $f(y)$ . Система с линейными коэффициенты  $A, B, C, D$  взята в качестве примера. Вообще говоря, система (1.1) нелинейная.

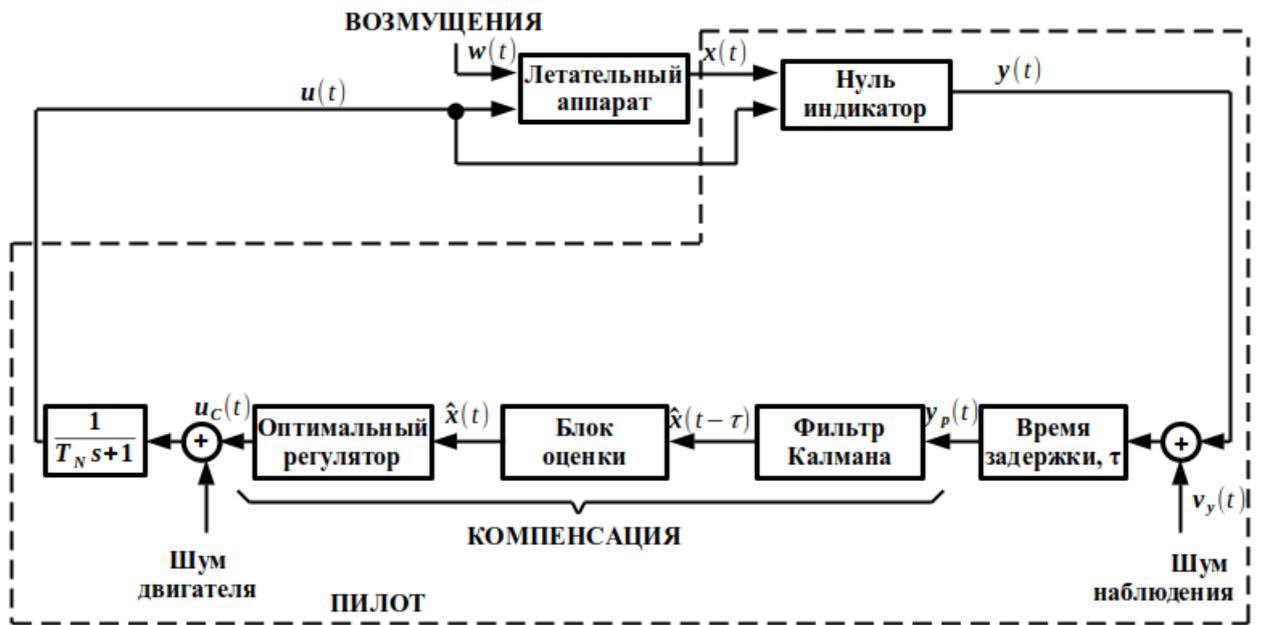


Рисунок 1.1. Блок-схема структуры «самолет + пилот»

Универсальная в рамках традиционного подхода, приведенная схема динамической системы в реальности оказывается существенно более сложной. Достаточно сказать, что вектор состояния  $x$  в реальности составлен не только из параметров пространственной и угловой ориентации ЛА, угловых скоростей и ускорений, но также должен включать изменяющиеся во времени параметры его массы, момента инерции, положения центра масс, состояние системы рулей и триммеров. Пилот также воспринимает состояние системы не только по показаниям ограниченного числа приборов, но и с учетом вестибулярной чувствительности, ощущения усилия на органах управления и т. п.

Основные работы основоположников теории человеко-машинного взаимодействия неизбежно сглаживают данное обстоятельство, сводя систему к классической схеме динамической системы с существенно ограниченным числом параметров вектора состояния, не раскрывая всей полноты интеллектуальных возможностей человека. Более того, Д. МакРюер указывает [McRuer et al., 1965], [McRuer, Krendel, 1974], что компонент «Самолет» в приведенной структуре не может быть отделен от компонента «Пилот»: изменение свойств ЛА влияет на особенности оценки состояния и технику пилотирования, а мане-

ра пилотирования неизбежно сказывается на динамических характеристиках ЛА. Пилот, в частности, самостоятельно устанавливает параметры тяги двигателя.

Таким образом, при создании системы информационной поддержки разработчик неизбежно ограничен этими обстоятельствами. Он не может повлиять ни на устройство ЛА и его динамические характеристики, ни на технику пилотирования летчика. И то, и другое, запрещено законодательно.

Каким же образом в таком случае вообще возможно управление качеством проводки ЛА в аэросъемочном процессе? Получается, что единственно возможным в представленной структуре является преобразование имеющихся навигационных данных (некоторые параметры вектора  $x$ ) к отображаемой на дисплее информации. То есть пилот фактически становится звеном в структуре единой следящей системы, а сама система «ЛА + пилот» по отношению к системе информационной поддержки становится «черным ящиком» с не вполне определенными параметрами. В представленной таким образом общей информационной структуре необходимым является решение следующих задач:

- синтез формализованного описания заданной траектории движения;
- выработка информационного параметра об отклонении на основе текущего состояния параметров движения ЛА;
- представление полученного параметра пилоту в качестве управляющего.

Здесь следует заметить, что приведенная схема является классической в плане обеспечения устойчивости полета, отработки различного рода возмущений, отчасти даже нештатных ситуаций. Однако применительно к задаче аэросъемки действия не только пилота, но и всего съемочного экипажа подчинены основной генеральной задаче точного следования строго определенным техническим заданием заданных линий пути. Соответственно этой генеральной задаче определяется роль и место системы информационной поддержки (Рис. 1.2). Таким образом, система замыкается относительно входа  $x(t)$  и выхода  $\tilde{x}(t)$  всего комплекса средств информационной поддержки ИС.

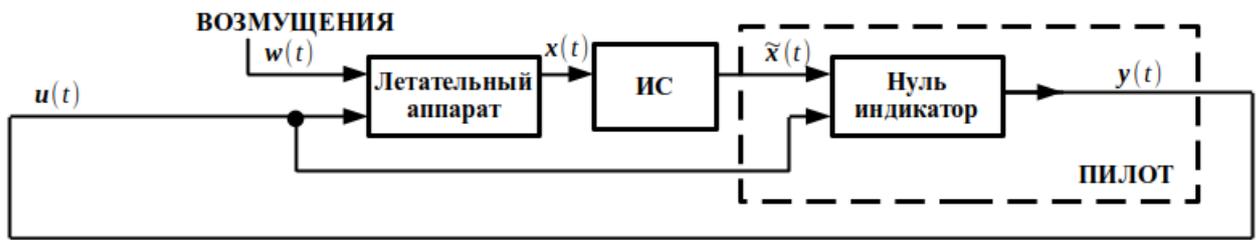


Рисунок 1.2. Схема информационной поддержки в структуре комплекса «ЛА + пилот»

Соответственно, структура уравнений системы будет:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + w \\ \tilde{x} = \Phi(x) \\ y = C\tilde{x} + Du + v_y \\ u = f(y) \end{cases} \quad (1.2)$$

Это означает, что в качестве параметра состояния пилоту может выдано значение параметра отклонения, рассчитанного с использованием системы информационной поддержки (на схеме – ИС). Применяя такую схему, разработчику только остается объяснить пилоту, как ему следует понимать переданную ему управляющую информацию – параметр  $\tilde{x}$ .

Важно заметить, что теперь схема на Рис. 1.2 относительно системы информационной поддержки ИС может рассматриваться как система стабилизации с элементом «пилот» в цепи обратной связи. Параметры этой обратной связи, хотя не вполне предсказуемы, все же позволяют достаточно надежно следовать заданной линии пути даже в случае, если установить  $\tilde{x}(t) \approx \Phi(x(t - \Delta t))$ , что соответствует, например, выдаче пилоту в качестве управляющей информации значения бокового отклонения, рассчитанного на предыдущем шаге определения координат. В этом случае на интеллектуальные возможности пилота возлагается задача компенсации распространения задержки счисления координат и успокоения таким образом колебаний, возникающих в контуре регулирования.

Выполненное таким образом «шунтирование» в контуре управления позволяет специальным образом модифицировать управляющую информацию,

обеспечивая удобство ее восприятия пилотом, в частности повысив устойчивость следящей системы в целом.

Именно по этой схеме работают все системы, рассмотренные далее в работе.

## **1.2. Системы штатной авионики для аэрогеофизической съемки**

Важное место среди средств навигационной поддержки занимают системы штатной авионики – специально сертифицированные в соответствии с международными требованиями штатные навигационные приборы. Назначение приборов универсально, однако, привычные летчику, они используются и при выполнении съемочных полетов.

Комплексы канадской фирмы AG-NAV [AGNAV] представляют собой системы информационной поддержки пилота, позволяющие в числе прочего выполнять полеты при аэросъемочных работах. Эти приборы рассматриваются здесь как представители целого семейства аналогичных устройств. К их числу можно отнести, например, такие исторические приборы, как TNL-1000 (Trimble, США) [TNL1000], Altair (Ashtech, США) [Eichner and Heinemann, 1993].

В составе системы: высокоточный ГНСС-приемник, вычислительный блок и два специальных дисплея. Первый – это по сути штурманский программно-аппаратный модуль, который отображает пилоту текущий маршрут, положение ЛА относительно маршрута, горизонтальную скорость, высоту и другие параметры. Второй – светодиодный нуль-индикатор, отображающий отклонение ЛА от заданной линии пути текущего маршрута. Данные спутникового приемника глобального позиционирования обрабатываются вычислительной системой, счисляющей штурманские параметры (расстояния, путевые углы, пеленги и т. п.) и вырабатывающей значение, отображаемое на нуль-индикаторе. Традиционно для такого рода универсальных систем, индикатор показывает значение бокового отклонения от заданной линии маршрута – т. н. параметр ХТЕ (Cross(X) Track Error).

Общий вид дисплеев-индикаторов такого рода систем представлен на Рис. 1.3.



*Рисунок 1.3. Блоки-индикаторы системы AG-NAV: слева: интерактивный штурманский блок; справа: нуль-индикатор проводки*

Навигационные параметры серии маршрутов загружаются в память системы в числовом виде. Выбор маршрута из списка загруженных осуществляется касанием поля на экране штурманского индикатора.

Данный комплекс применяется для решения различного рода задач. Кроме аэросъемки может использоваться при транспортных полетах, в сельскохозяйственных целях при обработке посевов химикатами.

Интерфейс комплекса традиционен, изначально понятен пилоту и штурману. Система является законченным прибором, никакого дополнительного оборудования не требует и может быть установлена практически на любой самолет или вертолет.

### **1.3. Аэросъемочные программно-аппаратные навигационные комплексы**

Поскольку выполнение аэросъемок связано с особыми режимами в пилотировании, разработчики съемочных технологий позаботились о создании соответствующим образом специализированного программного обеспечения. В такого рода комплексах бортовой компьютер подключается к интерфейсным выходам всех необходимых источников бортовой информации (навигационному ГНСС-приемнику, радиовысотомеру, съемочной камере и т. п.), а развернутое на

нем программное обеспечение функционирует как единая система сбора данных с необходимой визуализацией.

### 1.3.1. Программный комплекс DAQNAV

Ярким представителем чисто программных систем съемочного назначения является комплекс программ DAQNAV [DAQNAV] (Data Acquisition and Navigation). В программном отношении комплекс имеет модульную структуру на платформе операционной системы Linux. Вид экранов комплекса представлен на Рис. 1.4.

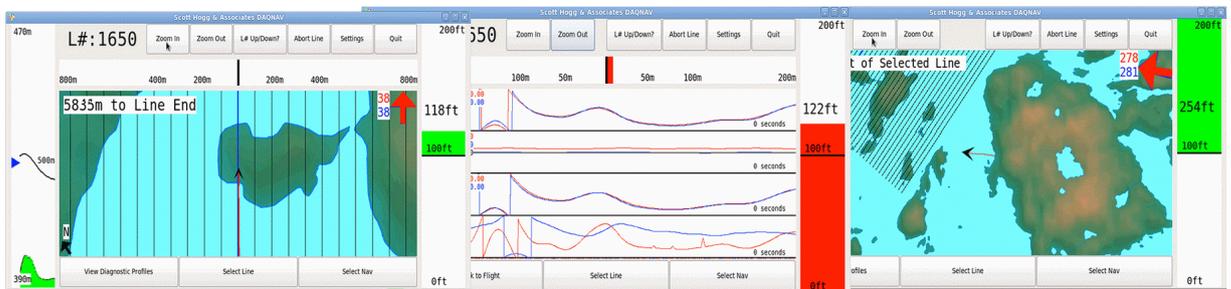


Рисунок 1.4. представление информации на экране комплекса DAQNAV

DAQNAV предназначен непосредственно для выполнения аэрогеофизической съемки. Каждый модуль представляет собой отдельную программу, обслуживающую решение определенной задачи в ходе съемочного полета. Нас интересует модуль отвечающий за навигацию при выполнении аэрогеофизической съемки. Система позволяет осуществлять проводку ЛА по заданным маршрутам как по боковому отклонению так и по высоте с огибанием рельефа местности. Как и в случае системы AG-NAV, управляющие команды по курсовой проводке формируются для пилота на основе параметра ХТЕ.

В отличие от AG-NAV программное обеспечение DAQNAV не имеет жесткой привязки к аппаратной части и может быть установлено на любой Linux - совместимый компьютер, который и выступает в качестве одного или нескольких дисплеев для пилота или штурмана.

### 1.3.2. Проводчики CCNS

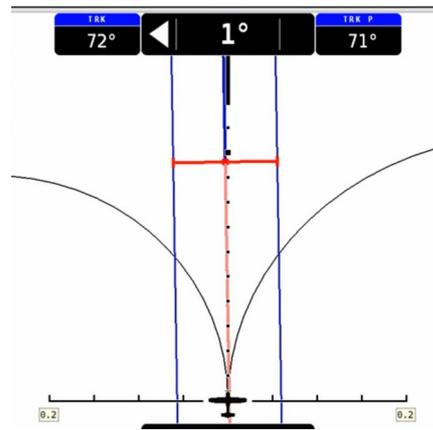
Средства навигационной поддержки съёмочных полетов семейства CCNS (Computer Controlled Navigation System) («Integrated Geospatial Innovations», ФРГ) [CCNS-5] представляют собой аппаратно-программные комплексы, которые можно встраивать в информационно-аппаратную структуру штатной авионики ЛА или же использовать как независимые при выполнении аэросъемки. Состав комплекса CCNS-5 и характер представляемой навигационной информации представлен на Рис. 1.5.



*Рисунок 1.5. Комплекс CCNS-5, состав системы (слева) и форма представления навигационной информации (справа)*

Устройство оснащено дисплеем с сенсорным управлением и интуитивно понятным графическим интерфейсом.

Приборы семейства CCNS специально создавались для информационной поддержки в режиме навигации работ по высокоточной плановой топографической аэрофотосъемке. В отличие от рассмотренных выше, в структуру программного обеспечения комплекса CCNS-5 заложены алгоритмы планирования оптимальных траекторий для различных режимов полета в процессе съемки. На экран дисплея выводится информация о географическом положении ЛА, а также траектории захода на очередной маршрут. При проводке по маршруту на экран дисплея выводится информация о боковом отклонении (параметр ХТЕ и курсовая ошибка) (Рис. 1.6).



*Рисунок 1.6. Отображение информации CCNS-5 в режиме движения по маршруту*

Из рисунка видно, как данный комплекс позволяет выполнять проводку с заданными ограничениями на боковое отклонение от линии пути.

Системы информационной поддержки CCNS-5 выгодно отличаются от рассмотренных ранее. Однако, как и система AG-NAV, они являются законченными в аппаратном отношении, что несколько ограничивает возможности применения в составе единого бортового вычислительного комплекса.

### **1.3.3. Программный комплекс ASCEND**

Программный комплекс ASCEND [Jones et al., 2016] разработан специально для выполнения аэросъемочных работ по заказу Британской антарктической службы. Комплекс поддерживает необходимые режимы как для аэрофотосъемки, так и для магниторазведки и других видов аэрогеофизических исследований. Целью разработки было создание пакета программ информационной поддержки для пилотов, который совместим с требованиями для различной съемочной аппаратуры, имеет возможность быть встроенным в штатный цифровой блок авионики ЛА, и, наконец, формирует точную, лаконичную и качественную навигационную информацию. Вид информационного экрана программного комплекса ASCEND для двух вариантов захода на маршрут представлен на Рис. 1.7.

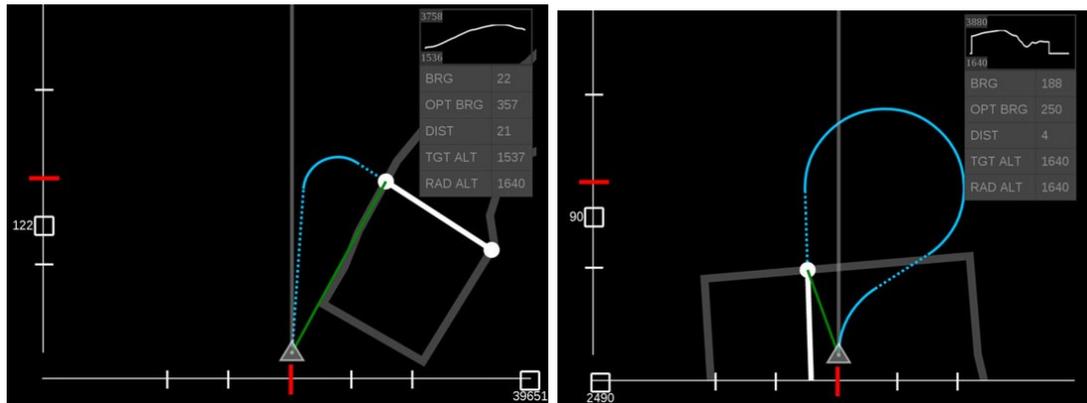


Рисунок 1.7. Вид экрана ASCEND при заходе на маршрут

Из рисунка видно, что проводчик продуман как в плане интерфейса, так и в части алгоритмов, лежащих в основе. На дисплее отображается минимум информации, показан вид заходной траектории. Как и в предыдущих рассмотренных вариантах, на стрелочный индикатор (в нижней части картинки) выводится значение параметра бокового уклонения. Важно заметить, что положение марки нуль-индикатора в комплексе ASCEND не является линейным значением параметра ХТЕ. Применено нелинейное амплитудное преобразование, повышающее чувствительность индикатора вблизи центральной точки, и препятствующее нахождению стрелки «на упоре» при значительных уклонениях:

$$y = \frac{1}{1 + e^{-0,005x}} \quad (1.3)$$

Комплекс ASCEND имеет не только навигационное назначение. Он является штатным элементом бортового аэрогеофизического комплекса. Будучи соединен в информационном плане со многими источниками бортовой информации, комплекс позволяет видеть на экране целый набор важных для работы параметров (Рис. 1.8).



*Рисунок 1.8. Дисплей системы ASCEND в кабине пилотов*

#### **1.4. Пути совершенствования систем информационной поддержки пилота**

Приведенный обзор позволяет сделать выводы о том, что система информационной поддержки пилота должна удовлетворять следующим требованиям:

1) система должна содержать пилотский нуль-индикатор, показания которого формируются на основе информации, получаемой от бортового приемника спутниковой системы глобального позиционирования;

2) индикатор должен отображать не просто параметр бокового уклонения, а специальным образом подготовленное значение, учитывающее динамику движения, скорость реакции пилота, необходимость успокоения ЛА;

3) нуль-индикатор должен работать как при движении по заданной линии съемочного маршрута, так и в режиме криволинейной траектории захода на его входной ориентир;

4) полный комплекс системы сбора данных и информационной поддержки пилота должен обеспечивать не только подготовку управляющей информации для пилота, но и решение необходимых сопутствующих задач съемки. В их числе: прием информации от всех источников данных, включая навигационное

оборудование, регистрацию всей бортовой информации для последующей камеральной обработки;

5) программная организация комплекса должна позволять работать не только на основном бортовом компьютере с поддержкой периферии ввода-вывода, но и на локальной компьютерной сети, составленной как из компьютеров архитектуры IBM-PC, так и планшетов, смартфонов и т. п. Программа должна иметь модульную структуру, что позволит обеспечить независимость процессов регистрации данных бортовых систем и управления съемкой. За выполнение каждой отдельной задачи должен отвечать соответствующий программный блок. В этом случае может быть обеспечена возможность предоставления информации по отдельности для всех членов экипажа: пилота, бортинженера, бортоператора и штурмана, если последние присутствуют на борту.

В полном соответствии с парадигмой Д. МакРюера ЛА и пилот в рамках предложенного подхода неразделимы, однако оба элемента собственным образом влияют на основные параметры аэросъемочного процесса – точности следования линиям маршрутов и эффективности использования летного времени.

Во всех рассмотренных выше системах подбор параметров схемы выработки управляющей информации осуществляется в ручном режиме в зависимости от условий съемки, технических характеристик ЛА, а также индивидуальных особенностей пилота. Обычно для этого приходится выполнять настроечные операции непосредственно в полете, что приводит к потере летного времени.

Изложенный подход позволяет рассматривать систему « ЛА + пилот» как классическую динамическую систему, на основе ограниченного набора данных:  $x(t)$  и  $\tilde{x}(t)$ . Для этой системы может быть определена передаточная функция. Это значит, что на основе экспериментальных данных могут быть определены параметры контура регулирования для различных ЛА, различных пилотов, а также различных алгоритмов формирования управляющей информации.

В соответствии с рассмотренным подходом получается, что для создания высокоэффективной системы информационного обеспечения навигационных режимов аэро съемочного полета для каждого момента движения необходимо:

- 1) синтезировать модель текущего фрагмента траектории движения, как при заходе на маршрут, так и при стабилизации относительно заданной линии пути;
- 2) получить значение текущего отклонения параметров движения от фрагмента расчетной траектории;
- 3) сформировать параметры для информационной поддержки пилота, позволяющие ему стать эффективным элементом системы регулирования в части бокового и вертикального уклонения.

### **Выводы по Главе 1**

Проведенный в данной главе анализ показал, что традиционным подходом в организации человеко-машинного взаимодействия применительно к решению навигационных задач является исключительно представление навигационных данных в традиционной картографической форме. В такой постановке на пилота, в частности, возлагаются задачи высокоточного регулирования, однако при этом никак не учитываются его индивидуальные особенности: скорость восприятия, быстрота и сила мускульной реакции, точность движений.

В результате сформулированы 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 на 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 необходимо разработать алгоритмы:

- синтеза текущих фрагментов модельных траекторий для всех режимов полета;
- расчета параметра расхождения текущих параметров движения относительно расчетного фрагмента;
- выработки на основе особенностей поведения пилота и динамических свойств ЛА эффективного параметра информационной поддержки, выдаваемого на нуль-индикатор системы слежения за боковым отклонением;
- выработки эффективного параметра информационной поддержки, выдаваемого на нуль-индикатор системы слежения за вертикальным отклонением.

Результаты данной Главы опубликованы в работах [Moilanen et. al., 2019], [Тхоренко, Гаракоев, 2019], [Волковицкий, Гаракоев, 2022], [Волковицкий и др., 2023].

## **Глава 2. Алгоритмы информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке. Горизонтальный канал**

Для обеспечения информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке необходимо решить две задачи. Во-первых, следует выбрать программную траекторию, которая была бы основой для формирования информации об отклонениях. Во-вторых, опираясь на текущие данные о параметрах движения ЛА и отклонении их от программной траектории, должна быть сформирована и предоставлена пилоту соответствующая управляющая информация.

Планирование траекторий движения объектов в задачах автоматического управления применяется в различных технических системах: для управления пилотируемыми и беспилотными ЛА, робототехническими комплексами и т. п. Одним из главных критериев для построения запланированных траекторий принято считать минимальное время их прохождения подвижным объектом.

При планировании оптимальных траекторий в плане кратчайшей длины часто рассматривают модель, известную как машина Дубинса [Nguyen et al., 2023], [Kumar et al., 2023], [Бузиков, Галяев, 2021], которая описывается нелинейной системой дифференциальных уравнений третьего порядка. Две фазовые переменные характеризуют положение объекта управления на плоскости, а третья – направление вектора скорости. Величина скорости считается постоянной. Скалярное управляющее воздействие при геометрических ограничениях определяет мгновенный радиус разворота.

Первым эту систему рассматривал А.А. Марков в 1887 г. [Марков, 1887]. Машина Дубинса исследуется как управляемый объект с простейшей моделью движения в горизонтальной плоскости. С точки зрения геометрии траектория Дубинса представляет собой кратчайшую кривую ограниченной кривизны, соединяющую две точки на плоскости в евклидовом пространстве. В 1957 г. Л. Дубинс [Dubins, 1957] произвёл классификацию кратчайших линий в задаче поиска линии наименьшей длины и ограниченной кривизны при заданном

направлении выхода из первой точки и заданном направлении прихода во вторую. Дальнейшее развитие данной проблемы было представлено, в частности, в работах [Pecsvaradi, 1972], [Bui et al., 1994], [Bui, 1994]. Было получено решение задачи для модели Дубинса в нескольких специфических постановках [Chen, Shima, 2019], [Jha, Chen, Shima, 2020], [Jha, Chen, Shima, 2021], [Chen, 2020].

Управление движением вдоль траектории, составленной из фрагментов, возникает во многих приложениях: управление манипуляторами на автоматизированных линиях сборок, мониторинг тепловых и энергетических сетей, аэросъемочные работы определенной территории по сети параллельных маршрутов и т. д. В данной работе траектории Дубинса рассматриваются применительно к управлению ЛА при аэросъемочных работах.

При аэросъемке требуется последовательно переключать два основных режима управления движением:

- заход на входной ориентир очередного участка траектории с заданным курсом;
- движение вдоль прямолинейного участка заданной линии с минимальным боковым отклонением.

Существуют различные подходы к решению данной задачи. В случае пилотируемого объекта навигационную информацию для пилота формируют программные комплексы, в основе которых могут быть заложены те или иные алгоритмы управления. Один из распространенных подходов предполагает демонстрацию на графических дисплеях карты с изображенными на ней линиями пути и положением управляемого объекта [Жодзишский, Пухватов, 2010], [Тригубович и др., 2017], [Шевчук, Лыско, 2021]. Недостатками таких систем информационного обеспечения можно считать избыточную для восприятия пилота информацию и отсутствие алгоритмов управления. Имеются подходы, в которых для подсказки пилоту вырабатываются управляющие команды, позволяющие оптимизировать заход на траекторию и улучшить прохождение

прямолинейного участка [Каршаков, 2012]. Основа одного из описанных в этих работах подходов – построение новой программной траектории для каждого момента поступления данных, отвечающей новой навигационной информации, и использование ПИД-регулятора для демонстрации пилоту отклонения от программной траектории. В работе [Каршаков, 2012] акцент делается прежде всего на алгоритмическую составляющую процесса управления. Учитывается множество параметров, прямо или косвенно влияющих на качество формируемой в конечном итоге навигационной информации. А сама информация доставляется пилоту на дисплей в привычной для пилота форме индикатора траекторного управления.

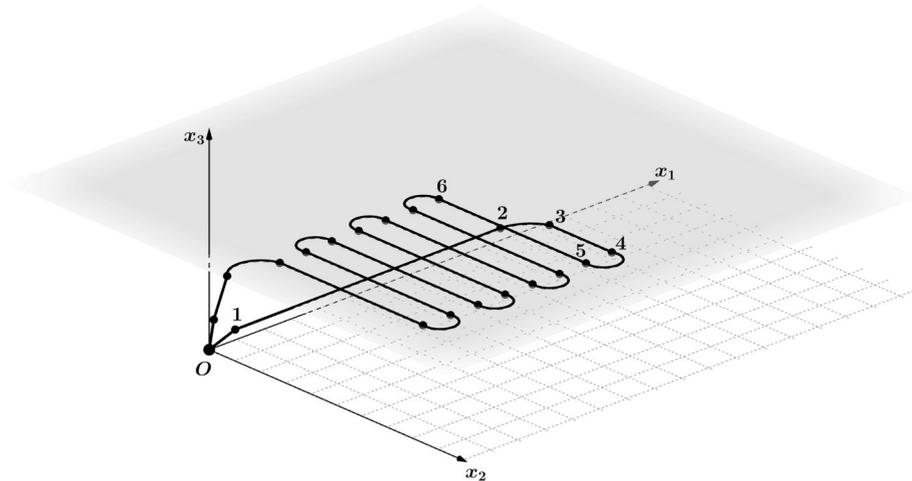
Данная глава посвящена алгоритмам управления индикатором пилота при выполнении аэрогеофизической съемки. Для реализации этих алгоритмов в каждый момент времени вычисляется программная траектория, отклонение от которой выводится на индикатор пилота. Программные траектории получаются как решение одной из двух задач быстрогодействия, возникающих на этапе захода ЛА на очередной маршрут и при сближении с прямолинейным участком текущего маршрута съемки. Контроль высоты полета в данной главе не рассматривается. Как правило, пилот выполняет съемку с обтеканием рельефа, и управление высотой ЛА представляет собой отдельную задачу, которая обсуждается в Главе 4.

## **2.1. Уравнения движения**

Наиболее общий вид кусочно-фрагментарной траектории в географических координатах показан на Рис. 2.1. Здесь режиму «заход» соответствуют фрагменты (2–3), (4–5), а режиму «стабилизация на маршруте» фрагменты (1 – 2), (3–4), (5–6).

Будем рассматривать упрощенную постановку задачи. Основные допущения следующие: во-первых, задача решается в проекции на горизонтальную плоскость, как будет ясно далее, рассматриваются короткие участки траектории,

на которых можно пренебречь формой Земли; во-вторых, изменением модуля горизонтальной скорости ЛА считаются пренебрежимо малыми; в-третьих, предполагается, что управление движением ЛА сводится к кратковременным моментам действия постоянного вертикального вектора углового ускорения для изменения направления движения. В случае самолета это соответствует кратковременному отклонению элеронов на фиксированный угол. По достижению определенного угла крена управление прекращается. В случае скоординированного разворота, когда он совершается так, что сумма центростремительного и гравитационного ускорений компенсируется подъемной силой крыла, угол крена при фиксированной скорости однозначно связан с радиусом разворота.



*Рисунок 2.1. Фрагментарная траектория, схема выполнения аэрогеофизической съемки*

Введем следующие обозначения  $T$  – время (с);  $x_1, x_2$  – 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>).

Уравнения движения ЛА с учетом сделанных предположений и введенных обозначений можно записать в следующей форме:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = V \cos \varphi, \\ \dot{x}_2 = V \sin \varphi, \\ \dot{\varphi} = \omega, \\ \dot{\omega} = U. \end{cases} \quad (2.1)$$

Реализация управления осуществляется пилотом, например, кратковременным воздействием на элероны на самолете или на автомат перекося 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.

Приведем систему (2.1) к безразмерной форме. Для этого введем следующие масштабные коэффициенты:  $V^* = V = 50$  м/с – характерная скорость ЛА (в данном примере – самолета Ан-3); максимальное значение угла крена –  $\gamma^* = 0,35$  рад, (примерно  $20^\circ$ ). От значения угла крена можно перейти к радиусу скоординированного разворота (Рис. 2.2), соотношение для радиуса скоординированного разворота  $R^*$  будет иметь следующий вид:

$$\operatorname{tg} \gamma^* = \frac{|\vec{F}_{\text{цб}}|}{|\vec{F}_{\text{тяж}}|} = \frac{m \omega^{*2} R^*}{mg} = \frac{V^{*2}}{g R^*} \Rightarrow R^* = \frac{V^{*2}}{g \operatorname{tg} \gamma^*}, \quad (2.2)$$

где:  $m$  – масса ЛА ;  $g$  – ускорение силы тяжести;  $|\vec{F}_{\text{цб}}|$  – модуль центробежной силы;  $|\vec{F}_{\text{тяж}}|$  – модуль силы тяжести [Сарайский, Алешков, 2010]. Из (2.2)

следует  $R^* \approx \frac{2500}{10 \cdot 0,36} \approx 700$  м.

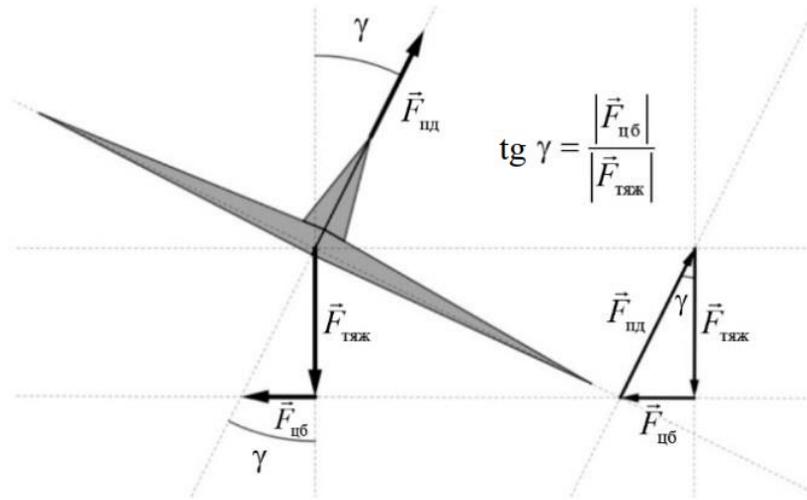


Рисунок 2.2. Силы, действующие на ЛА

Теперь можно получить константу времени движения по траектории как

$$T_1 = \frac{R^*}{V^*} \Rightarrow T_1 = \frac{700}{50} \approx 14 \text{ с.}$$

Это время, за которое значение путевого угла изменяется на один радиан. Также мы должны определить постоянную времени для четвертого уравнения системы (2.1) – время задания угла крена  $T_2 \sim 1,0$  с. Значение времени  $T_2$  будем оценивать экспериментальным путем на основе опыта выполнения полетов с использованием нескольких аппаратов нескольких различных типов: самолетов – Ан-2, Ан-3, Cessna; вертолетов – Ми-8, Eurocopter А350.

Характерное значение скорости изменения путевого угла составляет:

$$\omega^* = \frac{V^*}{R^*} = \frac{1}{T_1} \Rightarrow \omega^* = \frac{1}{14} \sim 0,07 \text{ рад/с,}$$

а ускорение:

$$U^* = \frac{\omega^*}{T_2} = \frac{1}{T_1 T_2} \Rightarrow U^* = \frac{1}{1 \cdot 14} \sim 0,07 \text{ рад/с}^2.$$

Важно понимать, что величина  $U$  в уравнении (2.1) отлична от нуля только в моменты изменения скорости, т. е. на интервалах времени  $\Delta T \leq T_2$ .

Таким образом, решение системы (2.1) для путевого угла  $\phi$  – функция, ли-

нейная на интервалах времени порядка  $T_1$  и более, и квадратичная на коротких переходных участках.

Введем безразмерные величины:

$$t = \frac{T}{T^*}, \quad x = \frac{x_1}{R^*}, \quad y = \frac{x_2}{x_2^*}, \quad w = \frac{\omega}{\omega^*}, \quad u = \frac{U}{U^*},$$

где  $T^* = T_1$  или  $T_2$ . Система (2.1) примет вид

$$\begin{cases} \dot{x} = \frac{T^*}{T_1} \cos \varphi, \\ \dot{y} = \frac{T^*}{T_1} \sin \varphi, \\ \dot{\varphi} = \frac{T^*}{T_1} w, \\ \dot{w} = \frac{T^*}{T_2} u. \end{cases} \quad (2.3)$$

Применяя теорию разделения движений [Новожилов, 1995], можно рассмотреть систему (2.3) в «быстром»  $T^* = T_2$  и в «медленном»  $T^* = T_1$  времени. Рассмотрение в «быстром» времени имеет смысл только на интервале действия управления  $u = \pm 1$ . Действительно, если ввести малый параметр

$$\varepsilon = T_2/T_1 \sim 0,07,$$

то в нулевом приближении объект неподвижен и меняется только безразмерная величина скорости изменения путевого угла  $w$ :

$$\dot{x} = \dot{y} = \dot{\varphi} = 0, \quad \dot{w} = u.$$

В «медленном» времени малый параметр возникает только в последнем уравнении системы (2.3)

$$\begin{cases} \dot{x} = \cos \varphi, \\ \dot{y} = \sin \varphi, \\ \dot{\varphi} = w, \\ \dot{w} = 0. \end{cases} \quad (2.4)$$

Таким образом, исходная система уравнений (2.1), описывающая движе-

ния нашего объекта, сведена к уравнению движений меньшей размерности (2.4), в котором управлением является величина  $w$ , ограниченная значениями  $[-1, 1]$ . В размерном времени это соответствует диапазону изменения скорости приращения путевого угла от  $-0,07$  до  $+0,07$  рад/с.

Согласно теореме Пуанкаре [Новожилов, 1995], решение системы (2.4) на интервале времени  $T_1$  будет отличаться от решения системы (2.1) на величину порядка  $\varepsilon$ . Поскольку вычислять оптимальную траекторию предполагается на каждом шаге получения текущих координат, которые обновляются несколько раз в секунду, данное расхождение не оказывает влияния на дальнейшее решение задачи управления.

## 2.2. Задача быстродействия

### 2.2.1. Уравнения движения

Будем рассматривать систему (2.4) в размерном варианте, что соответствует задаче (2.1) без последнего уравнения:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = V \cos \varphi, \\ \dot{x}_2 = V \sin \varphi, \\ \dot{\varphi} = \omega, \end{cases} \quad (2.5)$$

в «медленном» времени, где  $\omega \in [-\omega_{max}, +\omega_{max}]$  – управляющее воздействие.

Уравнения (2.5) при фиксированной скорости описывают плоское движение объекта, известного как машина Дубинса [Robuffo-Giordano and Vendittelli, 2006], [Frolík, Rajchl, Stodola, 2021]. Стоит отметить, что существует также расширенная модель с возможностью учета высоты, называемая самолетом Дубинса [Hamidreza and LaValle, 2007], [Choi, 2014], но применение такой модели в условиях малой высоты полета не оправдано.

### 2.2.2. Задача быстродействия для режима «заход»

Прежде чем ставить задачу быстродействия, введем новые переменные  $(y_1, y_2, y_3)$  для системы (2.5) таким образом, чтобы начало координат  $O$  совпадало с началом маршрута захода, ось  $Oy_1$  совпадала с направлением этого марш-

рута, а ось  $Oy_2$  дополняла систему координат до правой ортонормированной пары; параметр  $y_3$  задает угол отклонения направления движения от направления маршрута в радианах:

$$\begin{cases} y_1 = x_1 \cos \varphi_0 + x_2 \sin \varphi_0 - x_{10}, \\ y_2 = -x_1 \sin \varphi_0 + x_2 \cos \varphi_0 - x_{20}, \\ y_3 = \varphi - \varphi_0, \end{cases} \quad (2.6)$$

где  $(x_{10}, x_{20})$  – координаты начала маршрута  $O$ ,  $\varphi_0$  – путевой угол маршрута.

С учетом замены (2.6) система (2.5) примет следующий вид:

$$\begin{cases} \dot{y}_1 = V \cos y_3, \\ \dot{y}_2 = V \sin y_3, \\ \dot{y}_3 = \omega. \end{cases} \quad (2.7)$$

Функционалом качества движения объекта будет выражение:

$$J = \int_{t_0}^{t_f} 1 dt \rightarrow \min \quad (2.8)$$

Учитывая выражения (2.7) и (2.8), рассмотрим задачу быстрогодействия для режима «заход»:

$$\begin{cases} \dot{y}_1 = V \cos y_3, \\ \dot{y}_2 = V \sin y_3, \\ \dot{y}_3 = \omega, \end{cases} \quad \begin{cases} y_1(0) = y_1^0, \\ y_2(0) = y_2^0, \\ y_3(0) = y_3^0, \end{cases} \quad \begin{cases} y_1(t_f) = 0, \\ y_2(t_f) = 0, \\ y_3(t_f) = 0. \end{cases} \quad (2.9)$$

Здесь параметры  $\{y_1^0, y_2^0, y_3^0\}$  – заданное начальное состояние объекта:  $t_f$  – минимизируемое время захода.

**Требуется:** найти оптимальное управление  $\omega^+(t)$  и соответствующую ему траекторию  $y^+(t)$ , при реализации которых управляемый объект из заданного начального состояния переходит в начало координат за минимальное время  $t_f$  [Александров и др., 1993].

### 2.2.3. Синтез программных траекторий для режима «заход»

Для решения задачи (2.9) в соответствии с принципом максимума Понтрягина введем вектор сопряженных переменных  $(\psi_1(t), \psi_2(t), \psi_3(t))$ , выпишем

гамильтониан и сопряженную систему уравнений [Александров и др., 1993]:

$$H = \psi_1 V \cos y_3 + \psi_2 V \sin y_3 + \psi_3 \omega,$$

$$\begin{cases} \dot{\psi}_1 = 0, \\ \dot{\psi}_2 = 0, \\ \dot{\psi}_3 = \psi_1 V \sin y_3 - \psi_2 V \cos y_3, \end{cases} \quad (2.10)$$

где  $\dot{\psi}_i = \frac{d\psi_i}{dt} = \frac{\partial H}{\partial y_i}$ ,  $i=1, 2, 3$ .

Согласно условию принципа максимума для задачи быстродействия необходимо существование нетривиального решения системы (2.10)  $\psi(t)$ : такого, что  $\max_{\omega} H(\psi, y^+, \omega) = H(\psi, y^+, \omega^+) \equiv \text{const} \geq 0$ . [Александров и др., 1993].

Очевидно, что из первого уравнения системы (2.10)  $\psi_1(t) \equiv \psi_1^* = \text{const}$  и из второго уравнения  $\psi_2(t) \equiv \psi_2^* = \text{const}$ .

Введем следующую замену переменных для  $\psi_1^*, \psi_2^*$ :

$$\psi_1^* = \rho \cos \alpha, \quad \psi_2^* = \rho \sin \alpha. \quad \text{Тогда } \rho = \sqrt{\psi_1^{*2} + \psi_2^{*2}}, \quad \text{а } \operatorname{tg} \alpha = \frac{\psi_2^*}{\psi_1^*}. \quad \text{С учетом данной}$$

замены перепишем гамильтониан:

$$H = \rho V \cos(y_3 - \alpha) + \psi_3 \omega. \quad (2.11)$$

Условия для задачи быстродействия: а)  $H \equiv \text{const}$ ; б)  $H = \max_{\omega}$ .

Если  $\rho = 0$  то  $H = \psi_3 \omega, (\psi_3 \neq 0)$ . Отсюда следует, что

$$\omega^+(t) = \operatorname{sign} \psi_3 = \begin{cases} \omega_{\max}, & \psi_3 > 0, \\ -\omega_{\max}, & \psi_3 < 0, \end{cases}$$

так как при  $|\omega| < \omega_{\max} \Rightarrow \psi_3 \operatorname{sign} \psi_3 > \psi_3 \omega \Rightarrow \psi_3 = C = \text{const}$ . Таким образом условия а) и б) выполнены.

При  $\rho \neq 0$  в уравнении (2.11), управление будет:

$$\omega^+(t) = \begin{cases} \omega_{max}, & \psi_3 > 0, \\ 0, & \psi_3 = 0, \\ -\omega_{max}, & \psi_3 < 0. \end{cases}$$

Здесь  $\psi_1^* \neq 0$  и/или  $\psi_2^* \Rightarrow \psi_3^* = \psi_1^* y_2^+(t) - \psi_2^* y_1^+(t) + C$ ,  $C = \text{const}$ , где  $y_1^+(t), y_2^+(t)$  – оптимальная траектория.

Значение  $\omega^+(t) = 0$  также является решением задачи быстродействия, так как когда  $\omega(t) = 0$  в формуле (2.11) при  $(y_3 - \alpha) = \pm \frac{\pi}{2}$  также достигается значение максимума  $H = \rho V \cos(y_3 - \alpha) = \text{const}$ . Данное решение соответствует  $\psi_3^* = 0$ , что отвечает движению по прямой [Пацко, Федотов, 2018], поскольку  $\psi_1^*, \psi_2^*, C$  – константы:

$$\psi_1^* y_2^+ - \psi_2^* y_1^+ + C = 0. \quad (2.12)$$

Управления, удовлетворяющие принципу максимума, могут изменять свое значение только на прямой (2.12), которая называется прямой переключения. Движение вне прямой будет представлять собой дугу окружности.

Решение задачи быстродействия для объекта, движение которого описывается уравнениями (2.7) – это решение задачи Дубинса [Dubins, 1957]. Полученные оптимальные по быстродействию траектории будут называться траекториями Дубинса.

На Рис. 2.3 представлена оптимальная траектория режима «заход», состоящая из трех фрагментов. Первый – дуга  $L_a A$  окружности с центром в точке  $C_1$ , второй – отрезок  $AB$ , сопряженный с дугой  $L_a A$  в точке касания с окружностью с центром в  $C_1$ , а третий – это дуга  $BO$  окружности с центром  $C_2$ .

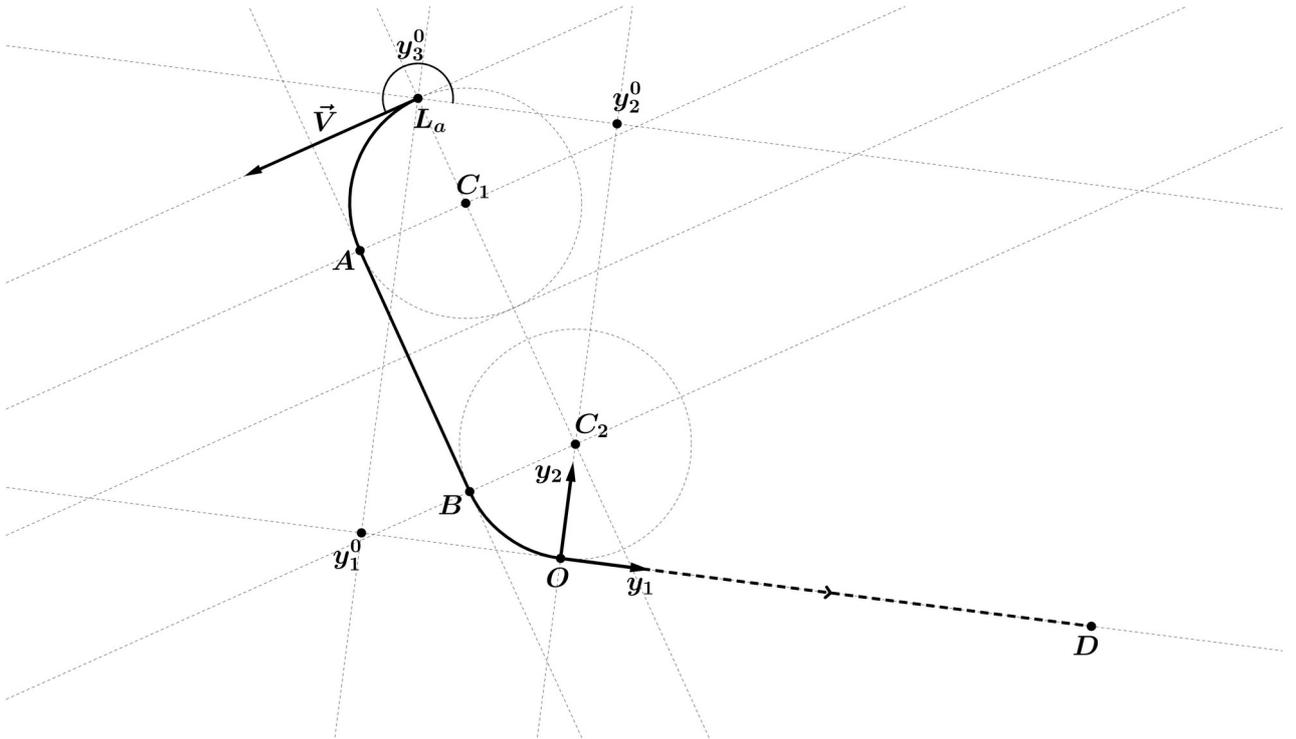


Рисунок 2.3. Оптимальная траектория в режиме «Заход»

Величины  $y_i^0$ ,  $i=1, 2, 3$  – начальные условия задачи (2.9):  $y_1^0$  – начальное значение продольного отклонения от начала маршрута,  $y_2^0$  – начальное значение поперечного отклонения,  $y_3^0$  – начальное значение отклонения путевого угла объекта от направления маршрута. Прямая переключений представлена как отрезок прямой с концами  $AB$ . Первое переключение происходит при переходе с фрагмента  $L_aA$  на  $AB$ . Второе – при переходе с  $AB$  на  $BO$ . Маршрут захода ограничен участком  $OD$ .

#### 2.2.4. Синтез траекторий для режима «сближение»

Задача сближения заключается в следующем: если ЛА отклонился от заданного маршрута съемки, необходимо его вернуть на соответствующую прямую максимально быстро. При этом уже не важно, в какую именно точку вдоль прямой произойдет возврат. Получается, что задача (2.9) решается для меньшей размерности:  $y_2$  – отклонение от прямой в метрах, а  $y_3$  – отклонение путевого угла от направления маршрута:

$$\begin{cases} \dot{y}_2 = V \sin y_3, & \begin{cases} y_2(0) = y_2^0, & \begin{cases} y_2(t_f) = 0, \\ y_3(0) = y_3^0, & \begin{cases} y_3(t_f) = 0. \end{cases} \end{cases} \end{cases} \end{cases} \quad (2.13)$$

Запишем гамильтониан для выражения (2.13):

$$H = \psi_2 V \sin y_3 + \psi_3 \omega. \quad (2.14)$$

Соответствующая сопряженная система уравнений имеет вид:

$$\begin{cases} \dot{\psi}_2 = 0, \\ \dot{\psi}_3 = \psi_2 V \cos y_3, \end{cases} \quad (2.15)$$

следовательно  $\psi_2(t) \equiv \psi_2^* = \text{const}$ . Согласно уравнению (2.14) если

$\psi_2^* = 0 \Rightarrow \psi_3^* = \text{const} \neq 0$ , то  $\omega^+(t) = \text{sign } \psi_3 = \begin{cases} +\omega_{max}, & \psi_3 > 0, \\ -\omega_{max}, & \psi_3 < 0, \end{cases}$  так как  $\psi(t) \neq 0$ . Если

$\psi_3 \equiv 0$  при  $\psi_2^* = 0$ , то в силу второго уравнения системы (2.15) управление будет:

$$\omega^+(t) = \begin{cases} +\omega_{max}, & \psi_3 > 0, \\ 0, & \psi_3 = 0, \\ -\omega_{max}, & \psi_3 < 0. \end{cases}$$

Вариант  $\omega^+ = 0$  будет иметь место только при  $y_3 = \pm \frac{\pi}{2}$ .

Отметим, что выражение (2.14) эквивалентно формуле (2.11) при  $\alpha = \frac{\pi}{2}$  и  $\omega_2 = \rho$ . Таким образом, задача сближения – это частный случай задачи захода.

На Рис. 2.4 показаны два варианта возможной траектории сближения. Первый вариант оптимальной траектории, как и в режиме «заход», имеет два переключения. Второй – одно переключение, которое происходит в точке  $A$ , а именно – при переходе с фрагмента  $L_a A$  на фрагмент  $AB$ .

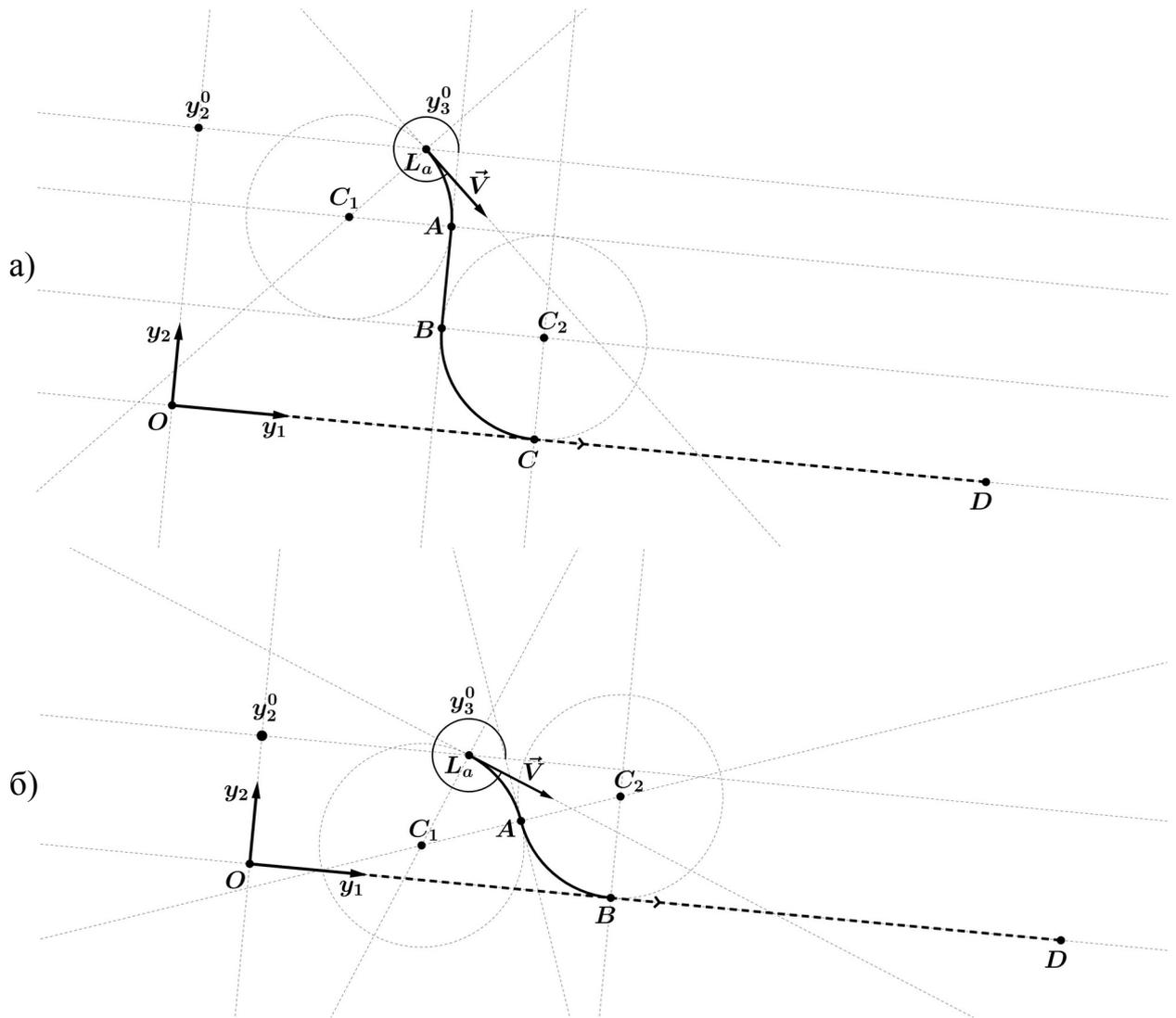


Рисунок 2.4. Оптимальные траектории режима «Сближение»: а) – с двумя переключениями; б) – с одним переключением

### 2.2.5. Численное решение задачи быстродействия

Введем обозначения для дуги окружности и отрезка прямой следующим образом:  $C$  – дуга,  $S$  – отрезок. Согласно теореме, доказанной в работе [Кауа, 2017], траектория Дубинса будет принадлежать типу  $CSC$  и  $CCC$  или же подмножеству этих типов. Дуга  $C$ , для которой  $\dot{y}_3 > 0$ , будет дугой левого поворота  $L$  (левая дуга), а при  $\dot{y}_3 < 0$  дугой правого поворота  $R$  (правая дуга). С учетом направления поворота траектория Дубинса может быть определена как один из типов, представленных в наборе:

$$\{ LRL, RLR, LSL, LSR, RSL, RSR \},$$

или же как подмножество одного из этих типов, например  $LR, RL, RS, L$  и т. д., что в общем дает 15 возможных вариантов. Предложенный в работе [Кауа, 2017] подход для получения кратчайшей (оптимальной) траектории Дубинса заключается в параметризации задачи быстродействия по конечному времени  $t_f$  и моментам времени переключений.

Пусть  $L_{\xi_1}$  – левая дуга длины  $V \xi_1$ ,  $R_{\xi_2}$  – правая дуга длины  $V \xi_2$  и  $S_{\xi_3}$  – длиной  $V \xi_3$ . Определим длины: для дуги  $L_{\xi_4}$  –  $V \xi_4$ , для  $R_{\xi_5}$  –  $V \xi_5$ . В результате получаем следующую последовательность:

$$L_{\xi_1} R_{\xi_2} S_{\xi_3} L_{\xi_4} R_{\xi_5}.$$

С одной стороны, например, тип траектории  $RLR$  можно получить, когда  $\xi_1 = \xi_3 = 0$ , а  $\xi_2, \xi_4, \xi_5 > 0$ . С другой стороны, тип  $LR$  может быть получен, если  $\xi_3 = \xi_4 = \xi_5 = 0$ , а  $\xi_1, \xi_2 > 0$ , или же  $\xi_1 = \xi_2 = \xi_3 = 0$ ,  $\xi_4, \xi_5 > 0$ . Начальное время положим  $t_0 = 0$ , а конечное –  $t_5 = t_f$ . Определим теперь моменты времени переключений  $t_j, j = 1, \dots, 4$  так, что:

$$\xi_j = t_j - t_{j-1}, \quad j = 1, \dots, 5.$$

Отметим, что вдоль дуги  $L$  управление будет  $\omega^+(t) = \omega_{max}$ , а в случае  $R$  –  $\omega^+(t) = -\omega_{max}$ . Вдоль отрезка  $S$ :  $\omega^+(t) = 0$ . С учетом изложенного численный подход в решении задач быстродействия будет следующим:

Для  $t_{j-1} \leq t \leq t_f$  :

$$y_3(t) = y_3(t_{j-1}) + \omega^+(t)(t - t_{j-1}), \quad \text{если } j = 1, \dots, 5,$$

$$y_1(t) = \begin{cases} y_1(t_{j-1}) + V(\sin y_3(t) - \sin y_3(t_{j-1})) / \omega^+(t), \\ \text{если } j = 1, 2, 4, 5, \\ y_1(t_{j-1}) + V \cos y_3(t)(t - t_{j-1}), \\ \text{если } j = 3, \end{cases}$$

$$y_2(t) = \begin{cases} y_2(t_{j-1}) + V (\cos y_3(t) - \cos y_3(t_{j-1})) / \omega^+(t), \\ \text{если } j=1, 2, 4, 5, \\ y_2(t_{j-1}) + V \sin y_3(t) (t - t_{j-1}), \\ \text{если } j=3, \end{cases}$$

где:

$$\omega^+(t) = \begin{cases} \omega_{max}, & \text{если } j=1, 4, \\ -\omega_{max}, & \text{если } j=2, 5, \\ 0, & \text{если } j=3. \end{cases} \quad (2.16)$$

Решение задачи быстрогодействия сводится к решению оптимизационной задачи:

$$\begin{cases} \min t_f = \sum_{j=1}^5 \xi_j, \\ y_1^0 + \frac{V}{\omega_{max}} (-\sin y_3^0 + 2 \sin y_3^1 - 2 \sin y_3^2 + 2 \sin y_3^4) + V \xi_3 \cos y_3^2 = 0, \\ y_2^0 + \frac{V}{\omega_{max}} (\cos y_3^0 - 2 \cos y_3^1 + 2 \cos y_3^2 - 2 \cos y_3^4 + 1) + V \xi_3 \sin y_3^2 = 0, \\ \xi_j \geq 0, \text{ для } j=1, \dots, 5, \end{cases} \quad (2.17)$$

где:  $y_3^1 = y_3^0 + \omega_{max} \xi_1$ ,  $y_3^2 = y_3^1 - \omega_{max} \xi_2$ ,  $y_3^4 = y_3^2 + \omega_{max} \xi_4$ . Подставляя  $y_3^1$ ,  $y_3^2$ ,  $y_3^4$  в задачу (2.17), получаем конечномерную задачу нелинейной оптимизации.

Описанный подход численного решения задач быстрогодействия более подробно изложен в работе [Кауа, 2017]. Там же представлен обобщенный анализ подобного рода задач и возможные варианты формируемых траекторий.

Отметим, что в действительности траектории Дубинса нельзя реализовать при траекторном управлении реальных подвижных объектов. Здесь они используются лишь как программные траектории.

### 2.3. Алгоритм управления нуль-индикатором пилота

Вне зависимости от текущего режима – «заход» или «сближение» – необходимо на основе текущей информации о параметрах движения и о программной траектории сформировать значение параметра информационной поддерж-

ки, который демонстрируется пилоту.

Основным параметром для построения алгоритма информационной поддержки выбирается расхождение текущего для момента времени  $i$  значения скорости изменения путевого угла  $\omega_i$  в уравнениях (2.7) и (2.13), и ее программной величины  $\omega_i^+$ , заданной уравнением (2.16). В случае программной траектории индекс  $i$  отражает тот факт, что прогнозная траектория вычисляется каждый раз заново, исходя из текущих параметров движения ЛА. Значение, подаваемое на индикатор пилота, должно выбираться с целью минимизации расхождения  $\omega_i$  и  $\omega_i^+$ .

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

$$\omega_i = \frac{\varphi_i - \varphi_{i-1}}{\Delta t}, \quad (2.18)$$

где  $\varphi_i$  – 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 скорости изменения путевого угла:

$$\omega_{i,K}^+ = \omega_i^+ (V K \Delta t), \quad (2.19)$$

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

$$u_i = \omega_i - \omega_{i,K}^+. \quad (2.20)$$

Учитывая влияние шумов навигационного решения ГНСС на оценку как текущей величины (2.18), так и прогнозной (2.19), будет целесообразным выполнить фильтрацию в последовательности отсчетов параметра (2.20). Один из

вариантов – осреднение:

$$\bar{u}_i = \frac{1}{N} \sum_{j=i-N}^i (\omega_j - \omega_{j,K}^+) = \frac{1}{N} \Delta \omega_i + \frac{1}{N} \sum_{j=i-N}^{i-1} \Delta \omega_j, \quad (2.21)$$

где  $\Delta \omega_i = \omega_i - \omega_{i,K}^+$  – расхождение текущего и программного значения скорости изменения путевого угла в момент времени  $i$ .

Опыт применения различных систем ГНСС (ГЛОНАСС, GPS, Beidou, Galileo) на приемниках различных производителей: Novatel (Канада), Topcon (США), ComNav (Китай), показал, что для адекватной работы индикатора достаточно обеспечить интервал осреднения 3–4 секунды (30–40 отсчетов).

Анализируя выражение (2.21) можно видеть, что выбранный параметр информационной поддержки представляет собой разницу приращений путевого угла  $\varphi$  для реальной и программной траекторий на интервале  $N$  отсчетов измерений ГНСС. Таким образом, величина, которая выводится на нуль-индикатор, по размерности соответствует углу в радианах.

Если нуль-индикатор пилота имеет шкалу от  $-1$  до  $1$ , необходимо задать масштабный коэффициент  $S$ , преобразующий параметр информационной поддержки  $\bar{u}$  к этой шкале. Практический опыт применения данного алгоритма на показывает, что при постоянной времени реакции системы «ЛА + пилот», равной 2,0 сек ( $K = 20$ ) диапазон, обеспечивающий необходимую чувствительность индикатора к отклонениям составляет  $\pm 0,05$  радиан, или  $S = 20$  радиан $^{-1}$ .

Таким образом, при выполнении аэрогеофизической съемки сигнал нуль-индикатора для наиболее быстрого 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 Согласно формуле (2.16) определяется программная траектория для

$$\omega_{max} = V/R.$$

- 3 Формируется сигнал нуль-индикатора согласно формуле (2.21) с учетом масштабного коэффициента  $S$ .

Выражение (2.21) можно рассматривать в качестве ПИ-регулятора [Поляк и др., 2019] по параметру отклонения скорости изменения путевого угла  $\Delta\omega_i$ , с той спецификой, что во-первых, программное значение этой величины берется с упреждением на  $K$  отсчетов, а во-вторых, программная траектория, вдоль которой определяется программное значение  $\omega_{i,K}^+$ , сама меняется со временем в соответствии с уравнением (2.16). На рисунке 2.5 показана блок-схема полученной системы, где  $G(s)$  – передаточная функция динамической системы «ЛА + пилот»,  $C(s)$  – регулятор.

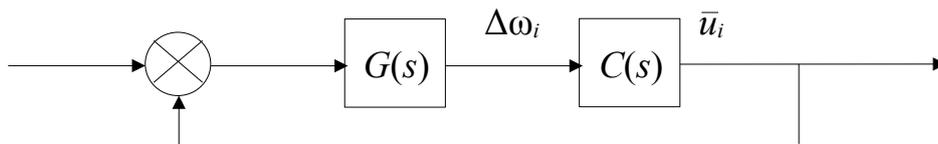


Рисунок 2.5. Блок-схема замкнутой системы

Описанный в данном разделе 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 2,0 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 радиан<sup>-1</sup>, что соответствует диапазону  $\pm 0,05$  радиан).

Первый из перечисленных параметров связан с характеристиками ГНСС-приемников, При использовании стандартного режима работы ГНСС (точность позиционного решения 3–5 метров) данный параметр изменяться не должен.

Дополнительно следует отметить очевидный факт, что масштабный

коэффициент  $S$  связан с параметром времени реакции системы «ЛА + пилот»: уменьшая его, мы тем самым увеличиваем время реакции, поскольку для того, чтобы пилот увидел отклонение индикатора, потребуется больше времени.

Два оставшихся параметра – время реакции системы «ЛА + пилот» и время разворота, или радиус разворота при фиксированной скорости, могут быть как заданы априори, так и подобраны в процессе идентификации параметров динамической системы, например, через подбор передаточной функции  $G(s)$ . Подбору данных параметров посвящена Глава 3.

#### **2.4. Выбор допустимой траектории в режиме «сближение»**

Практически все существующие подходы формирования программных траекторий при выполнении аэрогеофизических работ реализуют в определенном смысле оптимальное по быстродействию управление: если пилот отклонился от заданной линии пути, его необходимо вернуть как можно быстрее [Каршаков, 2012], [Волковицкий и др., 2013]. В режиме захода данный подход оправдан, так как чем больше времени тратится на переход с одного маршрута на другой, тем ниже производительность съемки, тем более что данные, полученные в развороте, как правило, в дальнейшем не используются. Однако, в режиме сближения требования к точности прохождения заданного маршрута могут быть совершенно разными. Общие требования заданы инструкциями по магниторазведке [Инструкция, 1981], электроразведке [Инструкция, 1984], гамма-спектрометрии [Инструкция, 1977]. Обобщение данных инструкций с учетом современного состояния аппаратного обеспечения предложено в Методических рекомендациях ВСЕГЕИ [Асламов и др., 2021].

Согласно данному документу фактическая линия полета не должна отклоняться от проектной более чем на 50% от запроектированного межмаршрутного расстояния на участке, превышающем расстояние между опорными маршрутами, а расстояние между фактическими линиями маршрутов не должно быть более 140% от запроектированного межмаршрутного расстояния на участке,

превышающем половину расстояния между опорными маршрутами, за исключением случаев, когда это вызвано требованиями безопасности полета. Маршруты или участки маршрутов, не удовлетворяющие этим требованиям, подлежат перезалету. Например, при масштабе съемки 1:5000 межмаршрутное расстояние – 50 метров, расстояние между опорными маршрутами – 500 м. А при съемке 1:1000000 – 1 км и 10 км соответственно.

Очевидно, что нет никакой необходимости выполнять съемку маршрута при разных масштабах с одинаковой точностью. При этом выполнение кондиционной съемки масштаба 1:5000 требует от пилота очень высокой концентрации и сопровождается высокой физической нагрузкой. Чтобы избежать избыточных нагрузок на пилота, предлагается при расчете программной траектории в режиме сближения брать не предельное значение угла крена (предельную скорость изменения путевого угла  $\omega_{max}$ ), а минимально допустимое, которое позволит построить программную траекторию сближения, не пересекая границы коридора, в котором ее требуется удерживать (Рис. 2.6).

На рисунке представлены два варианта траекторий с одним переключением и общей начальной точкой  $L_a$ . Первый – оптимальная траектория, сформированная дугами окружностей с центрами  $C_1$  и  $C_2$ , отвечающих заданному радиусу разворота  $R_{min}$ . Переключение происходит в точке  $A$  при переходе с фрагмента  $L_aA$  на фрагмент  $AB$ . Второй – допустимая траектория, образованная дугами окружностей большего радиуса. Переключение выполняется в точке  $C$  на сопряжении участков  $L_aC$  и  $CF$ .

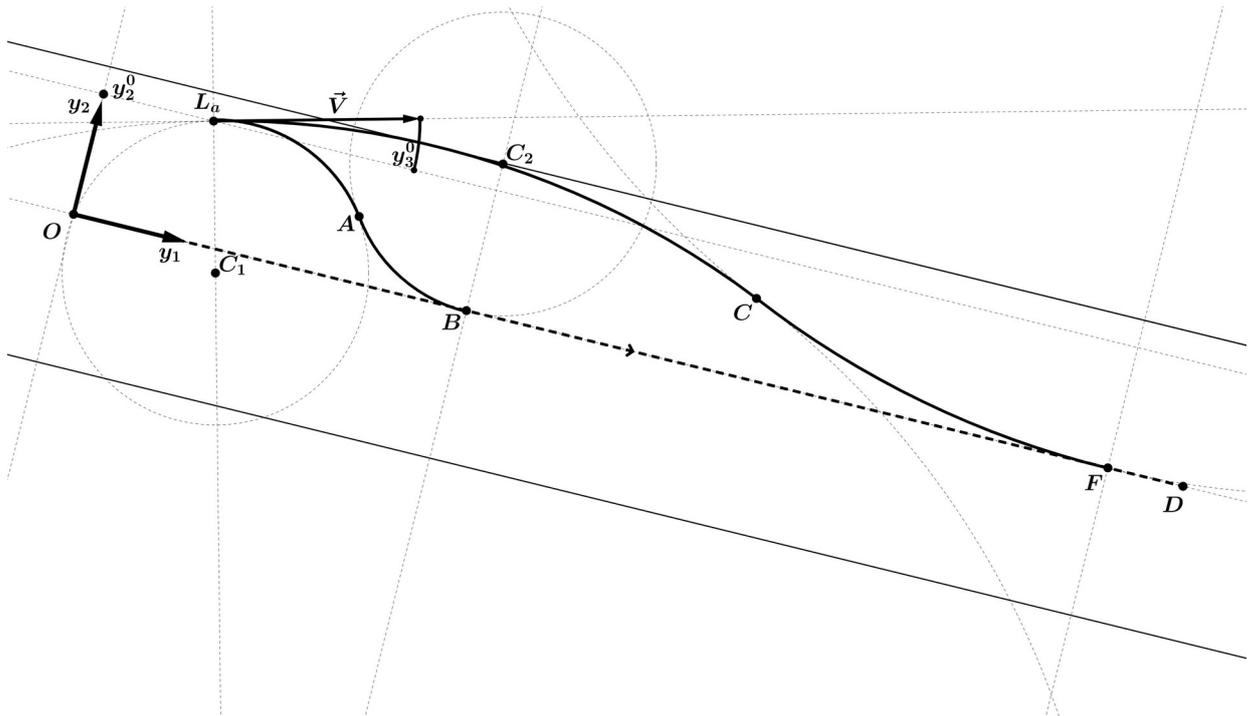


Рисунок 2.6. Фрагмент расчетной траектории для режима «Сближение»

Предлагается следующий алгоритм. Пусть  $D_{max}$  – максимально допустимое боковое отклонение ЛА от заданной линии пути. Для определения радиуса разворота  $R$  необходимо выполнить следующие операции.

Алгоритм 2.

- 1 Если  $y_2^0 > D_{max}$  или  $y_2^0 < -D_{max}$ , то  $R = R_{min}$  и переход к пункту 6 (при большом отклонении выполняем максимально быстрое сближение с заданной линией).
- 2 Если  $y_3^0 > 0$ , то

$$\tilde{R} = \frac{(D_{max} - y_2^0)}{1 - \cos y_3^0} \quad (2.22)$$

(вычисляется радиус окружности, касающейся прямой  $y_2 = D_{max}$  и проходящей через точку  $L_a$  так, что направление вектора скорости также задает касательную в этой точке).

- 3 Иначе, если  $y_3^0 < 0$ , то

$$\tilde{R} = \frac{(y_2^0 - D_{max})}{1 - \cos y_3^0} \quad (2.23)$$

(вычисляется радиус окружности, касающейся прямой  $y_2 = -D_{max}$  и проходящей через точку  $L_a$  так, что направление вектора скорости также задает касательную в этой точке).

- 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 Согласно формуле (2.16) определяется программная траектория для  $\omega_{max} = V/R$ .
- 8 Формируется сигнал нуль-индикатора согласно формуле (2.21) с учетом коэффициента шкалы  $S$ .

ПРИЛОЖЕНИЕ 1. Алгоритм расчета допустимого радиуса разворота содержит вывод формул (2.22), (2.23).

## 2.5. Переключение режимов работы нуль-индикатора

### 2.5.1. Переключение из режима «сближение» в режим «заход»

При завершении прохождения текущего маршрута определяется момент, когда ЛА пересекает линию траверса точки конца маршрута:  $y_1 = L + \Delta_1$ , где  $L$  – длина текущего прямолинейного участка маршрута,  $\Delta_1$  – продолжение траектории, которое может быть обусловлено использованием оборудования, буксируемого за ЛА. В этот момент прекращается работа *Алгоритма 2*, выбирается следующий по списку маршрут, для его начальной точки запускается в работу *Алгоритм 1* для выполнения захода на маршрут.

### 2.5.2. Переключение из режима «заход» в режим «сближение»

При завершении захода на очередной маршрут определяется момент, когда проекция положения ЛА пересекает линию траверса начала маршрута:  $y_1 = -\Delta_2$ , где  $\Delta_2$  – продолжение траектории, которое может быть обусловлено

требованиями геофизической съемки. При этом важно, чтобы боковое уклонение не противоречило требованиям съемки:  $-D_{max} < y_2 < D_{max}$ , а направление полета в целом соответствовало направлению маршрута:  $-\pi/4 < y_3 < \pi/4$ . Только при выполнении всех трех условий прекращается работа *Алгоритма 1* и начинается работу *Алгоритм 2* для сближения с первым прямолинейным участком нового маршрута.

### **2.5.3. Переключение в режиме «сближение» между последовательными участками маршрута**

Если маршрут задан более, чем одной парой точек (начало и конец), то в общем случае он является ломаной линией. При прохождении промежуточных точек необходимо контролировать, когда прогнозное положение ЛА проходит точку конца текущего прямолинейного участка маршрута:  $y_1 = L - VK\Delta t$ , где  $L$  – длина текущего прямолинейного участка маршрута,  $VK\Delta t$  – расстояние, которое ЛА проходит за время, отвечающее оценке времени реакции системы «ЛА + пилот». После этого *Алгоритм 2* начинает работать в режиме сближения со следующим прямолинейным участком.

## **Выводы по Главе 2**

В данной главе представлены результаты исследования и разработки алгоритмов синтеза программной траектории, а также расчетного значения параметра отклонения текущих параметров движения ЛА от расчетных. Программная траектория синтезируется как траектория Дубинса, являющаяся решением задачи быстрогодействия на основе принципа максимума Понтрягина.

Представлены варианты синтеза траекторий и управлений, реализующих эти траектории для двух режимов: захода на маршрут и стабилизации на линии пути.

Предложен переход от управления, оптимального по быстроддействию к управлению, позволяющему удовлетворить требования технического задания в части точности следования линии пути, одновременно значительно облегчая работу пилота.

Описаны алгоритмы расчета параметра информационной поддержки пилота в режиме захода на маршрут и в режиме стабилизации на маршруте для обеспечения бокового отклонения, не превышающего заданного. Описаны все варианты переключения алгоритмов.

Результаты данной Главы опубликованы в работах [Гаракоев, Тхоренко, 2019], [Каршаков, Гаракоев, 2022], [Гаракоев, Гладышев, 2023б].

### **Глава 3. Настройка параметров системы информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке**

От того, насколько точно пилот осуществляет управление движением ЛА, существенным образом зависит результирующее качество получаемого геофизического материала. С учетом же того, что в процессе полета под действием как внутренних, так и внешних факторов изменяются характеристики и ЛА, и пилота, изменяется и структура параметров оптимальной информационной поддержки, предоставляемой пилоту. Выдаваемая ему информация по-разному воспринимается в различных условиях. Опыт многих часов аэросъемочных полетов свидетельствует о важности точного соответствия параметров информационной поддержки свойствам пилотируемого комплекса и особенностям восприятия пилота.

История исследований, связанных с изучением поведения пилота как звена системы управления восходит к 40-м годам XX века. Важнейшие результаты были получены в 50-е – 60-е годы трудами Д. МакРюера и его коллег [McRuer and Krendel, 1959], [McRuer et al., 1965]. Особую значимость исследования в этой области приобрели в связи с энергичным развитием технических средств автоматизации полета. Сегодня пилот, прилагая усилия к органам управления, фактически взаимодействует не с рулями и элеронами, а с системой, обладающей весьма неочевидными динамическими характеристиками. Так в работе [McRuer et al., 1965] детально рассмотрено возникновение колебаний, обусловленных, казалось бы, вполне естественными действиями пилота.

Работы по повышению эффективности функциональности пилота в техническом окружении продолжались в 70-е и 80-е годы [Pourkoff, 1974], [Hess, 1981] и не теряют актуальности и в наши дни [Пупков, Устюжанин, 2003], [Tohidi and Yildiz, 2022].

В большинстве указанных работ пилот с различных точек зрения рассматривается, как звено в цепи регулятора, который получает информацию о текущем состоянии процесса полета и осуществляет корректировку параметров

движения, руководствуясь оценкой этого состояния.

Здесь следует отметить важную особенность в организации аэросъемочного процесса. Дело в том, что параметры информационной поддержки, выводимые пилоту на индикатор, соответствуют контрольным параметрам оценки точности выполнения задания лишь отчасти. Так, не ко всем фрагментам полетного задания, схематически показанного на Рис. 2.1, применимы классические критерии качества и точности. Техническое задание на съемку обычно регламентирует требования только к тем отрезкам, которые являются элементами покрытия точками замера. К отрезкам пути захода на маршрут и подлета к участку контрольные параметры качества техническим заданием не предъявляются. Основным же контрольным параметром качества съемки принято считать значение бокового уклонения ХТЕ от заданных линий пути.

Отдельного внимания заслуживает тот факт, что на нуль-индикатор пилота, согласно результатам Главы 2, выводится не значение параметра ХТЕ, а расчетное значение, предположительно позволяющее это боковое уклонение минимизировать. Получается, что, даже строго следуя указаниям пилотского индикатора, пилот может двигаться относительно линии пути с некоторым отклонением, амплитуда которого зависит от условий полета и точности восприятия пилотом управляющей информации.

На Рис. 3.1 приведена структура динамической системы «ЛИА + пилот», дополненной информационной системой поддержки навигационных режимов. На рисунке блок, обозначенный как «Информационная система», функционально соответствует бортовому комплексу NavDat, рассмотрению структуры и особенностей которого посвящена Глава 5.

Этот комплекс является автоматическим лишь отчасти. Управляющая информация  $y(t) = S\bar{u}(t)$ , выводимая на нуль-индикатор пилота, вырабатывается с учетом плана полетного задания (структура также описывается в Главе 5) и исходя из текущей навигационной информации. Настройка параметров  $P(t)$ , не-

обходимых для формирования  $\bar{u}(t)$ , осуществляется в блоке оценки точности восприятия.

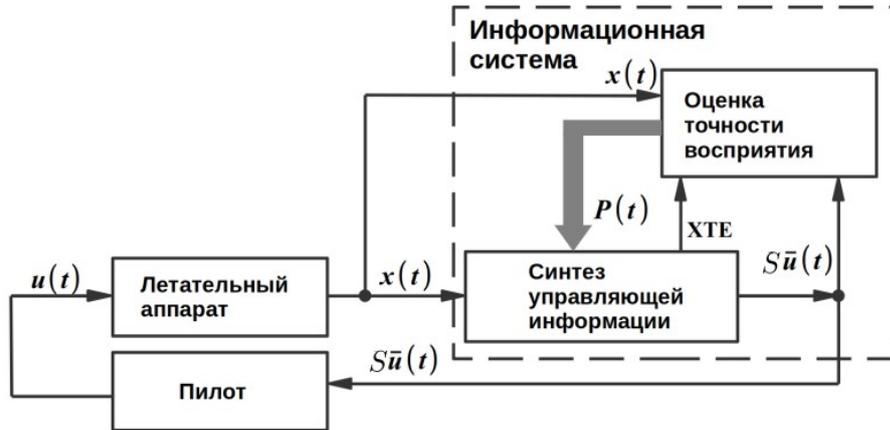


Рисунок 3.1. Информационная система в структуре аэросъемочного комплекса

Как правило, запуску комплекса в работу с новым ЛА или новым экипажем предшествует этап настройки параметров формирования управляющей информации, в процессе которой инженер-оператор, анализируя качество проводки в целом, изменяет некоторые значения, согласуя их с пилотом. При этом до настоящего времени он руководствуется параметрами технического задания, опытом работ и устанавливает некоторые «средние» значения, обеспечивающие в первую очередь надежность выполнения съемки, но не учитывающие возможные изменения свойств системы «ЛА + пилот».

### 3.1. Теоретические предпосылки автоматизации настройки параметров синтеза управляющей информации

Рассматривая работу системы, представленную на Рис. 3.1, можно заметить, что вектор текущего состояния  $x(t)$  в определенной мере обусловлен управляющим воздействием  $y(t) = S\bar{u}(t)$ , формируемым для пилота информационной системой, что дает основания исследовать передаточные функции в получившейся замкнутой системе: во-первых, функции  $S\bar{u}(t) \rightarrow x(t)$  с целью оценки эффективности восприятия управляющей информации пилотом, а во-вторых – функции  $S\bar{u}(t) \rightarrow XTE(t)$  с целью анализа результирующего влияния

информационной поддержки на качество проводки.

Для автоматизации процесса настройки параметров управляющей информации можно использовать характеристики системы «ЛА + пилот», полученные на основе экспериментальных данных в различных условиях для различных ЛА и экипажей.

Таким образом, в данной главе преследуются две цели. Во-первых, соотнося значение передаваемое на нуль-индикатор пилота с текущим положением ЛА относительно заданной линии пути, необходимо найти функцию связи управляющего воздействия с отклонениями от нее. Для этого требуется определить динамические характеристики системы «ЛА + пилот». Это позволит задать параметры настройки алгоритма управления нуль-индикатором, описанного в разделе 2.3:

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

### **3.2. Определение параметров системы «летательный аппарат + пилот»**

Оценку динамических характеристик системы «ЛА + пилот» предлагается выполнять через определение передаточной функции с одним входом и одним выходом в виде линейных систем второго порядка. Такое ограничение порядка оправдано тем, что для описания системы нам достаточно получить только постоянную времени реакции системы «ЛА + пилот» (постоянная времени в части управляющего воздействия). Характерное время разворота, через которое определяется скорость изменения путевого угла (величина, обратная постоянной времени в части динамической системы), может быть определена на очередном развороте непосредственно.

Передаточная функция имеет вид:

$$H(s) = \frac{b_0 s + b_1}{s^2 + a_1 s + a_2}, \quad (3.1)$$

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

где  $y$  – вход системы, в рассматриваемом случае – значение параметра на нуль-индикаторе пилота, а  $x$  – выход, в рассматриваемом случае – значение бокового уклонения от текущего маршрута ХТЕ. Коэффициенты модели (3.1)  $a_1$ ,  $a_2$ ,  $b_0$ ,  $b_1$  неизвестны.

Дополнительно следует отметить, что считается зафиксированным масштабный коэффициент индикатора  $S = 20 \text{ рад}^{-1}$  для выражения  $y = S \bar{u}$ . Если коэффициент другой  $S_1 \neq S$ , то следует соответствующим образом выполнить масштабирование (3.1):

$$\begin{aligned} \ddot{x} + a_1 \dot{x} + a_2 x &= b_0 S_1 \ddot{\bar{u}} + b_1 S_1 \dot{\bar{u}} \Rightarrow \\ \ddot{x} + a_1 \dot{x} + a_2 x &= b_0 \frac{S_1}{S} S \ddot{\bar{u}} + b_1 \frac{S_1}{S} S \dot{\bar{u}} \Rightarrow \\ \ddot{x} + a_1 \dot{x} + a_2 x &= \bar{b}_0 \dot{y} + \bar{b}_1 y, \end{aligned} \quad (3.2)$$

где

$$\bar{b}_0 = \frac{S_1}{S} b_0, \quad \bar{b}_1 = \frac{S_1}{S} b_1. \quad (3.3)$$

### 3.2.1. Определение параметров модели системы «летательный аппарат + пилот»

Для оценки коэффициентов модели можно применять возможности среды MATLAB, которая имеет в своем составе пакет System Identification Toolbox, способный решать подобные задачи [MATLAB]. Программа работает следующим образом.

Для заданных известных входных и выходных значений для выбранной структуры модели (3.1) выполняется подбор параметров, представляющий собой процесс оптимизации, в котором каждый из свободных параметров модели настраивается таким образом, чтобы минимизировать невязку между исходными данными и синтезированной траекторией. В качестве невязки выбирается

$H_2$ -норма.

Минимизация выполняется при помощи алгоритма градиентного спуска. Процесс оценки может завершиться преждевременно из-за обнаружения локального минимума. Таким образом, модель, которая лучше всего соответствует данным, можно и не получить, поэтому следующий важный шаг – проверить модель. Поскольку в программе обычно задано первое приближение, требуется проверить, что новые параметры модели не отличаются по меньшей мере на порядок от первоначальных данных.

В дальнейшем можно при оптимизации ввести регуляризацию, добавив к функционалу дополнительное слагаемое:

$$L(A, z, w) = \|z - Aw\|_2^2 + \|\Gamma w\|_2^2. \quad (3.4)$$

Здесь  $z$  – вектор исходных данных, включающий записанные входы и выходы системы,  $w$  – вектор поправок параметров модели. Матрицу  $\Gamma$  можно подобрать так, чтобы учитывалась поправка только по этому параметру.

Результирующая невязка по вектору данных также позволяет оценить качество подбора модели.

Во избежание влияния шумов навигационного решения ГНСС выполняется фильтрация данных входов и выходов. В качестве выходного параметра рассматривается боковое уклонение ХТЕ. Входной параметр – значение индикатора пилота  $S\bar{i}$ .

### **3.2.2. Определение параметров настройки алгоритма управления нуль-индикатором**

Для получения времени реакции системы «ЛА + пилот» рассмотрим работу передаточной функции (3.1) при постоянном управляющем воздействии  $y = 1$ . В случае устойчивой системы уравнение второго порядка даст решение в виде суммы двух экспонент. При этом время, за которое система перейдет в установившееся состояние, отвечает времени реакции системы «ЛА + пилот» на воздействие  $y = 1$ .

Таким образом, требуется найти решение уравнения

$$\ddot{x} + a_1 \dot{x} + a_2 x = b_1. \quad (3.5)$$

Корни характеристического уравнения для (3.5) определяют постоянные времени системы, при условии, что они действительные и меньше 0:

$$\frac{1}{T_{r1,2}} = \frac{a_1 \mp \sqrt{a_1^2 - 4a_2}}{2}, \quad (3.6)$$

С учетом того, что для решения (3.5) имеются два корня (3.6), необходимо выбрать один из них, отвечающий значению  $\sim 1$  секунды. После этого легко получить параметр  $K$  для настройки *Алгоритмов 1, 2*.

$$K = \frac{T_r}{\Delta t}. \quad (3.7)$$

Для определения постоянной времени динамики ЛА, или максимальной скорости изменения путевого угла, в процессе выполнения режима «заход» есть возможность наблюдать оценку этой величины непосредственно, в соответствии с формулой (2.18), выполняя осреднение:

$$\omega_{max} = \frac{1}{N \Delta t} \sum_{i=1}^N \varphi_i - \varphi_{i-1} = \frac{1}{N \Delta t} \varphi_N - \varphi_0, \quad (3.8)$$

где  $\varphi_i$  – путевой 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.

Поскольку движение ЛА осуществляется с учетом показаний индикатора, данная величина будет близка к программному значению  $\omega^+$ , заданному в первом приближении. Однако, если пилот совершает разворот медленнее или быстрее заданной скорости, новая оценка позволит адаптировать программную траекторию под поведение пилота.

### 3.3. Обработка экспериментальных данных

#### 3.3.1. Параметры системы «летательный аппарат + пилот» для различных летательных аппаратов

Экспериментальные данные для исследований получены при выполнении аэросъемочных работ с использованием различных ЛА: самолетов и вертолетов (Рис. 3.2).



Рисунок 3.2. ЛА аэросъемочных комплексов, данные которых подвергнуты анализу

а) – самолет Ан-3, б) – самолет Cessna-172,  
в) – вертолет Ми-8, г) – вертолет Eurocopter A-350

Данные ГНСС-позиционирования записаны в темпе 10 измерений в секунду. В результате подбора коэффициентов по методике, описанной выше, получены четыре модели вида (3.1) для соответствующих ЛА.

$$1 \quad H(s) = \frac{4.5s + 1.4}{s^2 + 0.45s + 0.02} \quad \text{– As350 Eurocopter.}$$

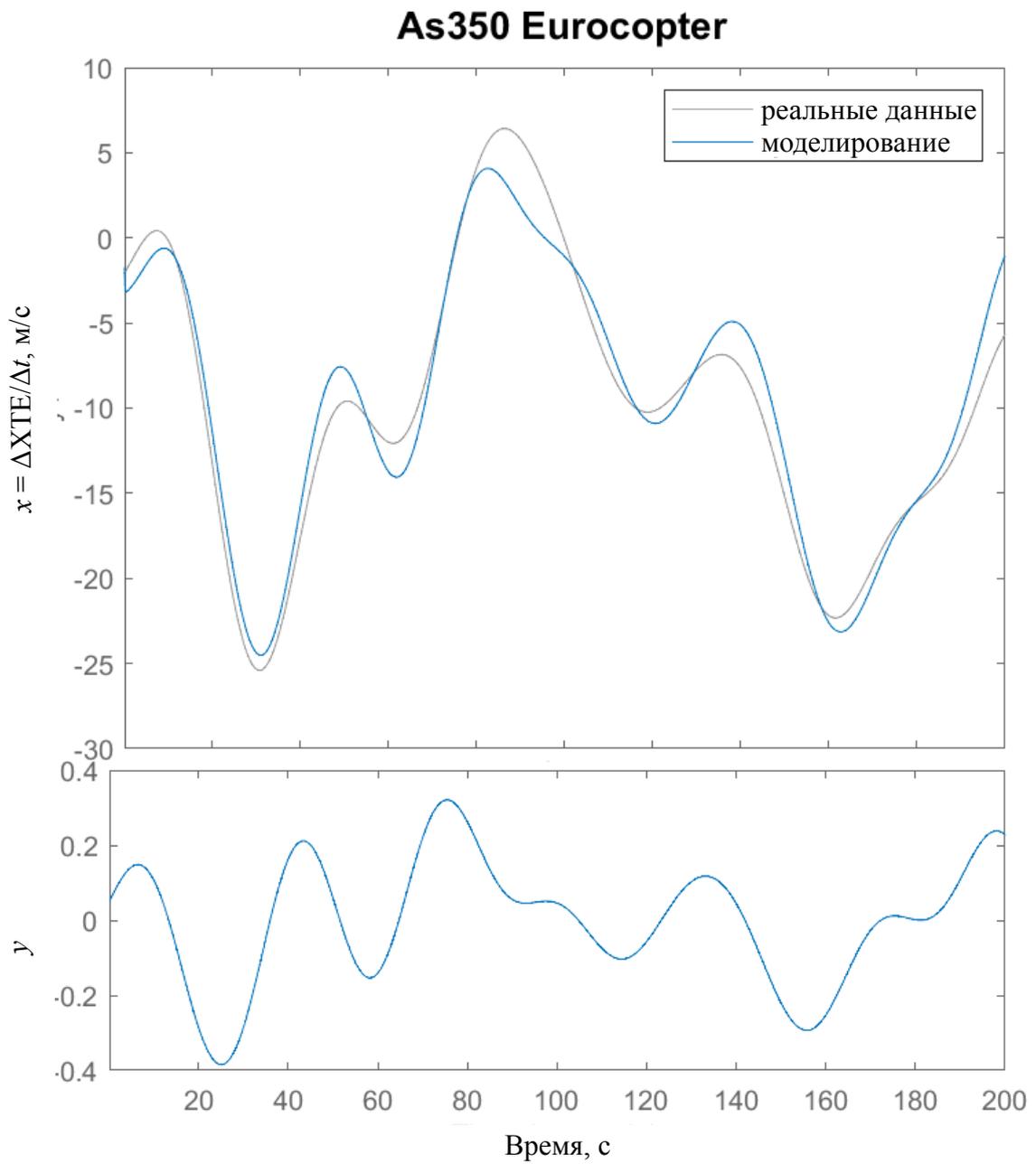
$$2 \quad H(s) = \frac{2.3s + 0.85}{s^2 + 0.24s + 0.011} \quad \text{– Ми-8.}$$

$$3 \quad H(s) = \frac{55000s + 11000}{s^2 + 180s + 36} \quad \text{– Cessna-172.}$$

$$4 \quad H(s) = \frac{1100s + 390}{s^2 + 4.2s + 1.8} \quad \text{– Ан-3.}$$

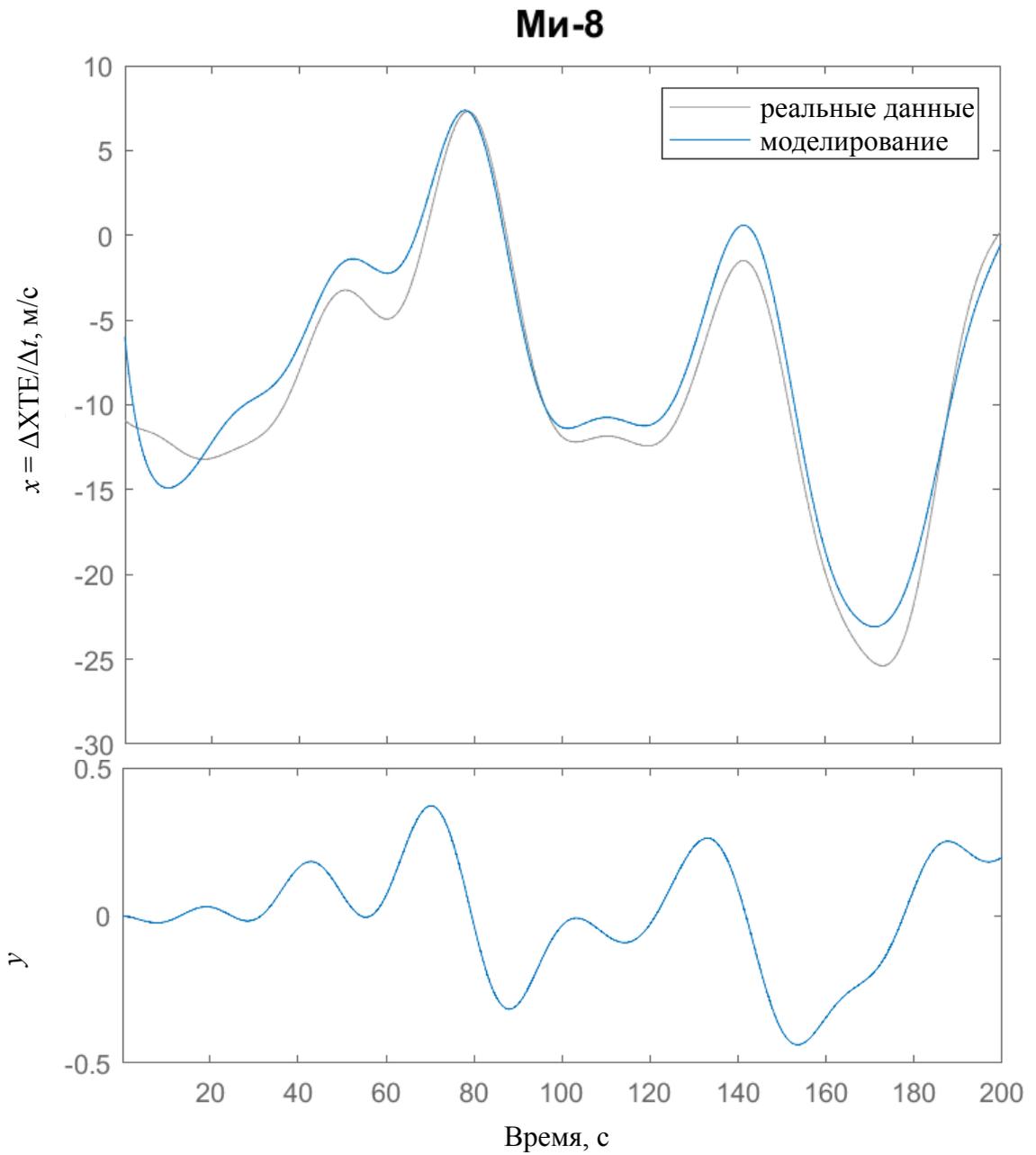
На рисунках 3.3–3.6 приведены значения входных ( $y$ ) и выходных ( $x$ ) дан-

ных.



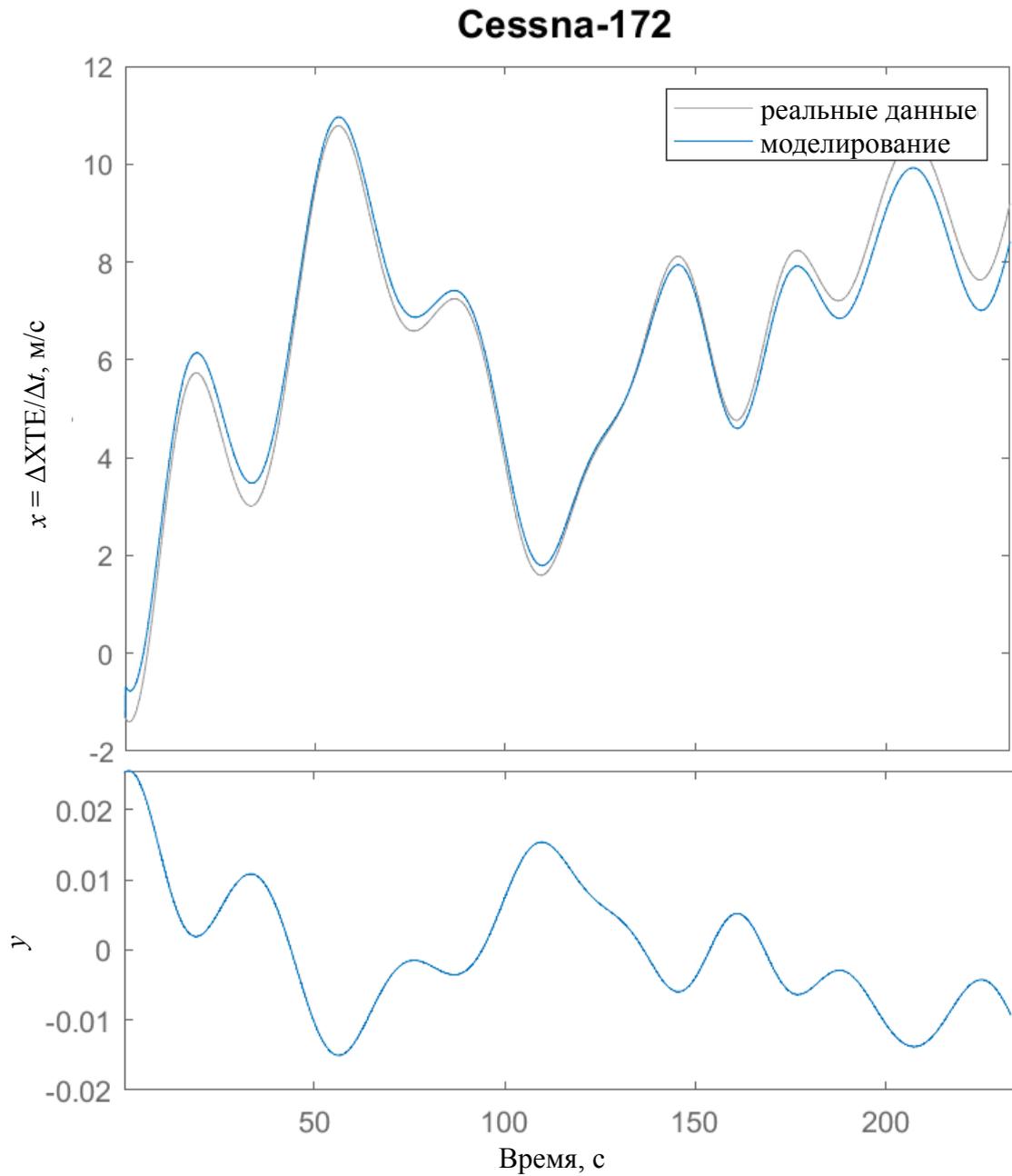
*Рисунок 3.3. Выходные  $x$  (реальные и модельные) и входные  $y$  данные, вертолет Eurocopter AS350*

*Соответствие реальных и модельных данных – 78,7%*



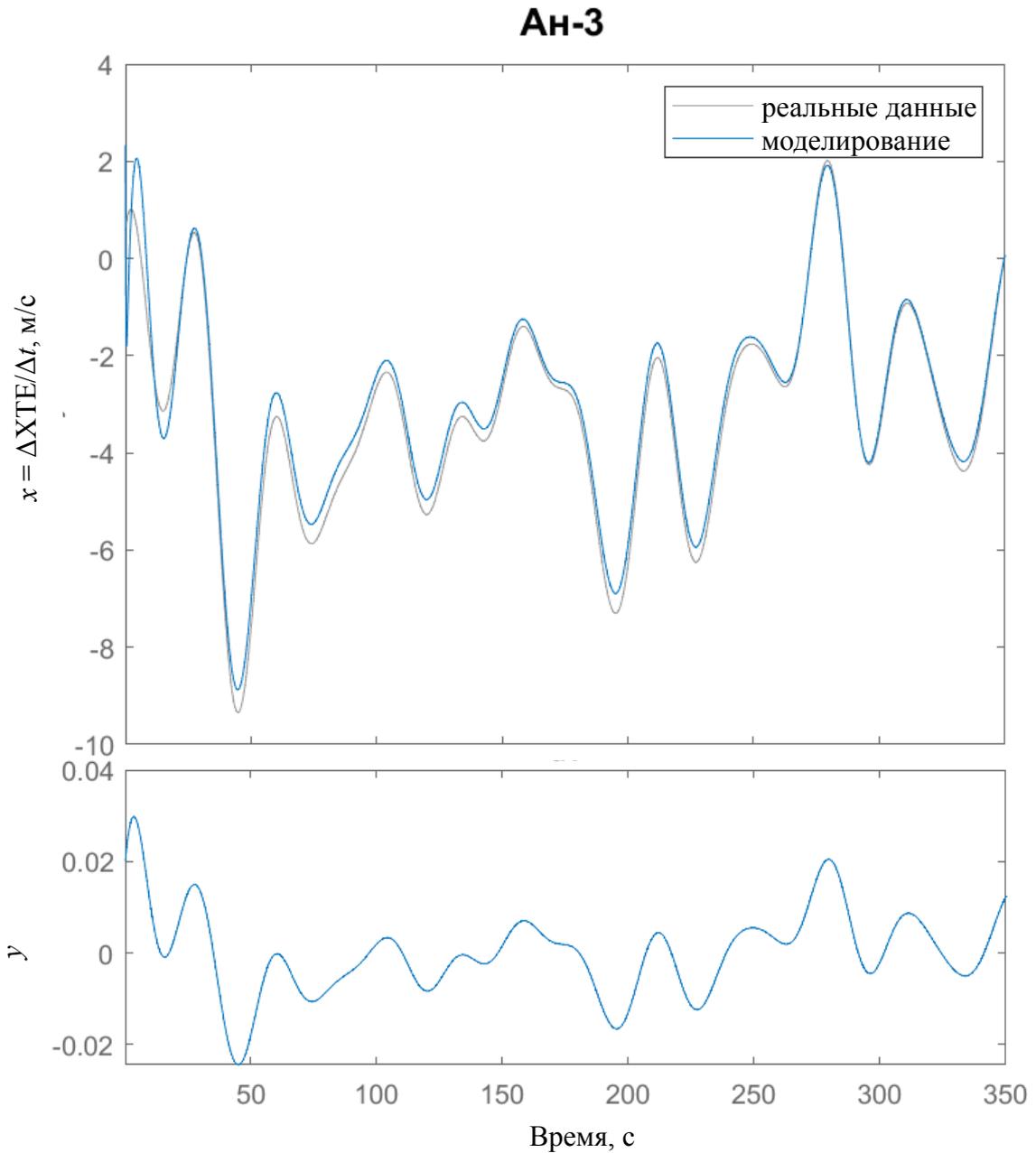
*Рисунок 3.4. Выходные  $x$  (реальные и модельные) и входные  $y$  данные, вертолет Ми-8*

*Соответствие реальных и модельных данных – 77,9%*



*Рисунок 3.5. Выходные  $x$  (реальные и модельные) и входные  $y$  данные, самолет Cessna-172*

*Соответствие реальных и модельных данных – 86,7%*



*Рисунок 3.6. Выходные  $x$  (реальные и модельные) и входные  $y$  данные, самолет Ан-3*

*Соответствие реальных и модельных данных – 83,3%*

Точность подбора для всех рассмотренных ЛА составила около 80%. Оценка точности определяется в MATLAB по набору  $N$  исходных  $x_i$  и подобранных для модели значений  $\tilde{x}_i$  по формуле

$$\left(1 - \frac{\sum_{i=1}^N (x_i - \tilde{x}_i)^2}{\sum_{i=1}^N x_i^2}\right) \times 100\%. \quad (3.9)$$

Значительная разница коэффициентов модели для самолетов и вертолетов объясняется следующими причинами:

- работы с использованием вертолетов выполнялись на участках со сложным рельефом при требованиях обтекания. В этих условиях пилот вынужденно уделяет меньше внимания боковому отклонению, концентрируясь на удержании безопасной высоты полета;
- при выполнении съемок с использованием вертолетов использовалось программное обеспечение, построенное на алгоритмах, рассмотренных в данной работе, в то время как при работах с применением самолетов использовалось программное обеспечение, в котором пилоту отображалось непосредственно боковое уклонение ХТЕ; масштаб отображения во втором случае неизвестен.

В соответствии с (3.8) определена оценка реальной скорости приращения путевого угла (для самолетов 3, 4 – оценка выполнялась по модельным данным).

- 1  $\omega_{max} = 0.408$  – As350 Eurocopter.
- 2  $\omega_{max} = 0.311$  – Ми-8.
- 3  $\omega_{max} = 0.142$  – Cessna-172.
- 4  $\omega_{max} = 0.071$  – Ан-3.

Далее, по формулам (3.6), (3.7), можно определить время реакции системы «ЛА + пилот» и коэффициент  $K$  алгоритма управления индикатором.

- 1  $T_r = 2.5$  с,  $K = 25$  – As350 Eurocopter ( $T_{r2} = 20$  с).
- 2  $T_r = 5.6$  с,  $K = 56$  – Ми-8 ( $T_{r2} = 16$  с).
- 3  $T_r = 5.0$  с,  $K = 50$  – Cessna-172 ( $T_{r2} = 0.006$  с).

4  $T_r = 2.1$  с,  $K = 21$  – Ан-3 ( $T_{r2} = 0.026$  с).

В скобках отмечено значение, соответствующее второму корню (3.6). Интересно отметить тот факт, что, как было отмечено, проводка ЛА 1 и 2 (вертолетов) выполнялась с применением алгоритма, описанного в Главе 2, а для ЛА 3 и 4 (самолетов) – непосредственно по боковому уклонению ХТЕ. Видно, что полученные модели обладают разными характеристиками: в первом случае  $T_{r2}$  существенно больше  $T_r$ , а во втором – наоборот. Тем не менее, время реакции системы «ЛА + пилот» оказалось сопоставимым.

### 3.3.2. Проверка параметров модели

Для анализа подобранной модели было реализовано численное моделирование полета в режиме «сближение» с заданным маршрутом. При этом начальные условия для четырех моделей выбирались одинаковыми — стартовая точка находится на маршруте, начальный путевой угол — перпендикулярно маршруту.

Параметры при моделировании выбирались в соответствии с данными, использованными при подборе:

- ускорение свободного падения  $g = 10$  м/с<sup>2</sup>;
- AS350 Eurocopter:  $V = 150$  км/ч;
- Ми-8:  $V = 150$  км/ч;
- Cessna-172:  $V = 180$  км/ч;
- Ан-3:  $V = 180$  км/ч.

Результаты численного моделирования полетов для четырех указанных ЛА представлены на Рис. 3.7. Из рисунка видно, что у самолета Cessna-172 радиус разворота больше, чем у остальных ЛА. Это связано в частности с тем, что для него действует ограничение на максимальное значение угла крена при достаточно большой скорости. У вертолетов As350 Eurocopter и Ми-8 характеристики сопоставимы, переходные траектории схожи за исключением того, что радиус разворота Ми-8 несколько больше чем у As350 Eurocopter.

Данное обстоятельство можно объяснить тем, что Ми-8 – более тяжелый и инерционный по сравнению с AS350. Из Рис. 3.7 видно, что для всех рассмотренных моделей после разворота боковое уклонение стремится к нулю (отложено по оси ординат) – ЛА выходит на заданную линию пути.

На Рис. 3.8 приведена одна из реальных траекторий захода на маршрут вертолета Ми-8. Сопоставляя результаты моделирования полета вертолета Ми-8 (Рис. 3.7) с его реальной траекторией, можно отметить, что радиус разворота при моделировании получился близким к реальному.

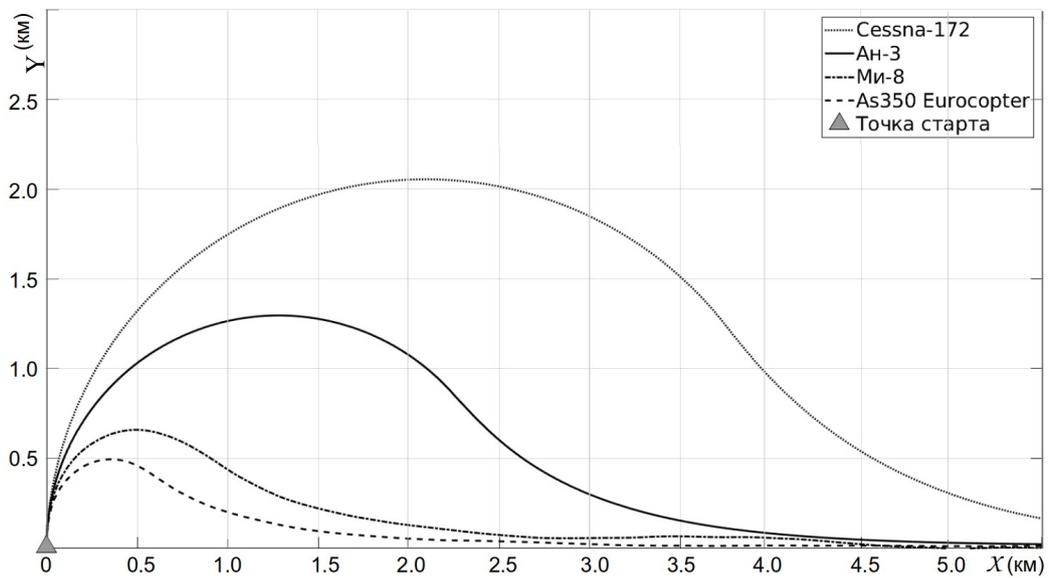


Рисунок 3.7. Результаты моделирования траекторий захода

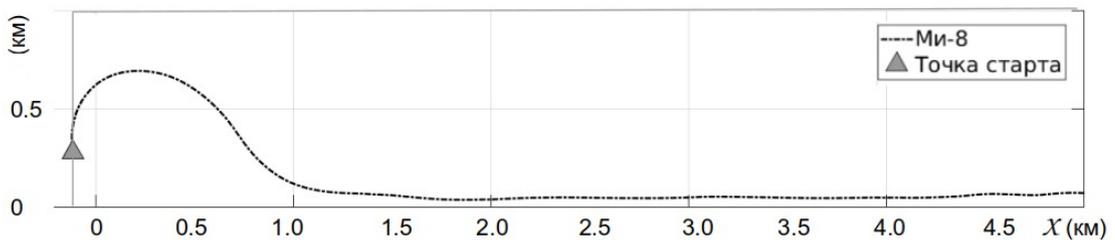


Рисунок 3.8. Траектория полета вертолета Ми-8

### Выводы по Главе 3

В данной главе рассмотрены задачи, связанные с идентификацией динамических систем. Предложен вид передаточной функции, описывающий по-

ведение системы «ЛА + пилот». Описаны алгоритмы подбора этой функции.

По результатам подбора предложен способ идентификации постоянной времени маневра ЛА и времени реакции пилота – основных параметров, необходимых для настройки алгоритма управления нуль-индикатором пилота.

Предложенные алгоритмы были опробованы на реальных полетных данных для четырех ЛА разного типа. В результате получены четыре модели в форме передаточных функций для соответствующих ЛА. Все модели подобраны с точностью около 80%. Для подобранных моделей выполнена идентификация параметров настройки алгоритма управления нуль-индикатором.

Результаты моделирования показали, что полученные передаточные функции порождают траектории, схожие по своим геометрическим параметрам с траекториями реальных полетов.

Результаты данной Главы опубликованы в работе [Гаракоев, Гладышев 2023а].

## **Глава 4. Алгоритмы информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке. Вертикальный канал**

В зависимости от рельефа местности и летно-технических данных ЛА предусматриваются следующие категории сложности полетов [Асламов и др., 2021]:

- I категория сложности – полеты по прямолинейным маршрутам на равнинной местности с превышениями до 80 м на километр (углы склонов до  $6^\circ$  (уклон 10%) или полеты на постоянной баровысоте над любой местностью для самолета; то же, но с превышениями до 140 м на километр (углы склонов до  $6^\circ$  (уклон 10%) для вертолета;
- II категория сложности – полеты по прямолинейным маршрутам над холмистой и горной местностью, с превышениями 80–180 м на километр (углы склонов до  $6^\circ$  (уклон 10%) для самолета; то же, но с превышениями от 140 до 280 м на километр (углы склонов от  $7^\circ$  до  $13^\circ$  (уклон 13% - 23%) для вертолета Ми-8Т или самолета Ан-3;
- III категория сложности – полеты над горной местностью по прямолинейным маршрутам (углы склонов свыше  $13^\circ$  (уклон более 23%)) для вертолетов Ми-8МТВ и Ми8АМТ;
- IV категория сложности – полеты в условиях резко расчлененного горного рельефа (углы склонов свыше  $23^\circ$  (уклон более 42%), перепады высот на площади более 700 м, высоты рельефа более 1500 м.

Категория сложности полетов над конкретной территорией съемки может быть сочетанием двух (реже трех) категорий полетов. К одной категории полетов можно относить местность, свыше 80% площади которой соответствуют характеристикам данной категории.

Заданная в техническом задании высота полета контролируется в процессе работ как наиболее вероятная на гистограмме высот. Если фактическая высота полета превышает заданную более чем на 35 м, а длина этой части равняется, либо превышает расстояние между опорными маршрутами, производится

повторный залет маршрутов на данных участках. Общая протяженность участков рядовых маршрутов с высотой полета над рельефом более 50 м от заданной не должна превышать 5% от общей длины рядовых маршрутов для III категории сложности полетов и 10% - для IV категории сложности полетов.

Требуемая высота полета устанавливается исходя из решаемых задач. Для таких методов, как гамма-спектрометрия [Инструкция, 1977] или электро-разведка [Инструкция, 1984], высота выбирается наименьшей, для которой может быть обеспечена безопасность полетов. Для детальной магнитометрии это тоже может быть актуально [Инструкция, 1981]. В некоторых случаях это 30–50 м над землей. Здесь уже нельзя полагаться на только на показания вы-сотомера, поскольку на поверхности могут быть деревья, строения, конструкции большей высоты. По этой причине пилот контролирует высоту ви-зуально.

Однако, существуют виды аэросъемки, к которым не применимы описан-ные выше требования. Например, при авиационной гравиметрии, в зависимости от конкретного используемого гравиметра, накладываются определенные огра-ничения на вертикальные перегрузки. Даже самые современные приборы имеют ограничения динамического диапазона в 400 Гал (Гал – единица, приня-тая для параметра ускорения в систем СГС,  $1 \text{ Гал} = 1 \text{ см/сек}^2$ ) [GT3]. Ранние вер-сии аэрогравиметров, такие, как «Гравитон», имели еще более узкий динамиче-ский диапазон, поэтому первые гравиметрические съемки выполнялись на по-стоянной геоидальной высоте [Могилевский и др., 2006]. Современные гра-виметры допускают выполнение съемочных работ с генеральным обтеканием рельефа, однако важно, чтобы при изменении высоты вертикальные ускорения не приводили к выходу вертикального канала измерения ускорений из диапазо-на [Пешехонов и др., 2017].

Подобные ограничения возникают и в других задачах. Например, при ла-зерном сканировании поверхности качество восстанавливаемого рельефа зави-сит от высоты полета, поэтому важно, чтобы при переходе из горного ландшафт-

та в долину ЛА снижался. В этом случае вступают в действие ограничения на угловые скорости носителя.

Таким образом, в некоторых задачах, где высота полета не является критически низкой, допустимо применение алгоритмов, обеспечивающих пилота необходимой информацией для наилучшего прохождения маршрутов по высоте. В данной главе ставится цель обеспечить помощь пилоту при совместном управлении двумя параметрами: скоростью и высотой. Помощь будет заключаться в формировании дополнительного информационного индекса в поле зрения пилота. Предлагается выводить на дисплей пилотского индикатора значение индекса отклонения уровня полной энергии от требуемого, основываясь на энергетическом описании полета. Далее будем называть этот индикатор директорным индексом.

Этот индекс должен восприниматься как командный сигнал для управления тягой двигателя с целью обнуления отклонения полной энергии от заданного значения. Функционально «энергетический индекс» аналогичен значению, отображаемому на нуль-индикатор при горизонтальной проводке.

Наличие такой подсказки поможет пилоту приобрести «чувство полной энергии» ЛА, облегчит ручное управление или будет служить индикатором обобщенной ошибки при автоматическом управлении. Ошибку полной энергии пилот должен обнулить, манипулируя рычагом управления двигателем (РУД). Далее излагаются основы энергетического подхода к управлению полетом и его применение для обеспечения заданных параметров пилотирования и тем самым улучшения качества аэрогеофизической съемки.

#### **4.1. Основы энергетического подхода**

Методологической базой для разрабатываемого метода формирования директорного индекса является энергетический подход к управлению пространственным движением ЛА [Kurdjukov et al., 1998]. С позиций энергетического подхода движение рассматривается в терминах его полной энергии и ее

составляющих – потенциальной и кинетической.

В самой общей форме динамика систем управления описывается уравнением вида:

$$\dot{X} = AX + BU . \quad (4.1)$$

В традиционных системах управления с обратной связью управление  $U$  формируется на базе отклонений  $\Delta X$  некоторого подмножества вектора переменных состояния  $X$ :

$$U = U(X, \Delta X) . \quad (4.2)$$

Функционал качества выбирается в классе:

$$Q_X = Q_X(U, X, \Delta X) . \quad (4.3)$$

Структура традиционных систем управления движением ЛА может быть представлена обобщенной эквивалентной схемой (Рис.4.1).



Рисунок 4.1. Структура традиционной схемы управления

Предложена концепция управления, в которой управляемой величиной является полная энергия движения  $E = mgh + mV^2/2$  (Рис. 4.2).

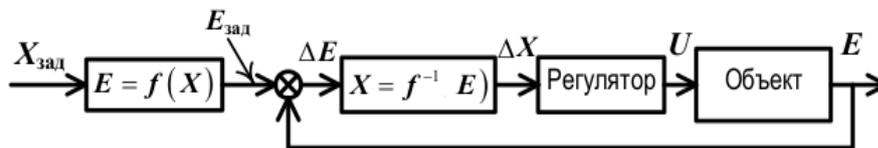


Рисунок 4.2. Структура энергетической системы управления

Тогда управление формируется как:

$$U = U(E, \Delta E) , \quad (4.4)$$

а функционал качества задается в форме:

$$Q_E = Q_E(U, E, \Delta E) . \quad (4.5)$$

Энергетический подход к управлению движением в пространстве основан на описании движения объекта как в пространстве переменных состояния, так и в терминах его полной энергии и ее составляющих. В результате совместного решения динамических уравнений переносного движения и уравнения полной энергии объекта было получено уравнение баланса энергий в системе объектов: «ЛА – силовая установка – внешняя среда» [Kurdjukov et al., 1998]:

$$\Delta H_E = \Delta H_E^{дв} + \Delta H_E^D + \Delta H_E^w. \quad (4.6)$$

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 (4.6) описывает количественные соотношения между источником и всеми потребителями энергии и записано в форме приращений удельной энергии движения:

$$H_E(*) = E(*)/mg = h + V^2/2g. \quad (4.7)$$

Удельная энергия имеет размерность длины (м), поэтому она называется также энергетической высотой. Для каждого члена уравнения баланса энергий в (4.6) получены выражения [Борисов и др., 1999]:

$$\begin{aligned} \Delta H_E &= \int_{t_1}^{t_2} V \left( \theta + \frac{\dot{V}}{g} \right) dt, & \Delta H_E^{дв} &= \int_{t_1}^{t_2} V P \cos(\alpha + \varphi) dt, \\ \Delta H_E^D &= \int_{t_1}^{t_2} V D dt, & \Delta H_E^w &= \int_{t_1}^{t_2} V f_w dt. \end{aligned} \quad (4.8)$$

Здесь  $\theta$  – угол наклона траектории;  $V$  – воздушная скорость;  $P$  – тяга двигателя, нормированная весом самолета;  $D$  – сила лобового сопротивления, также нормированная весом самолета;  $\alpha$  – угол атаки крыла;  $\varphi$  – угол установки двигателя;  $f_w \cong \dot{W}_x/g - W_y/V$  – так называемый «фактор ветра», а  $W_x$  и  $W_y$  – горизонтальная и вертикальная составляющие ветра.

Для режима стационарного полета самолета и отсутствия ветра получен закон управления тягой в нормированных приращениях относительно заданных значений:

$$\Delta P = \Delta \theta + \frac{\Delta \dot{V}}{g}. \quad (4.9)$$

Управление рулем высоты производится для минимизации разности между потенциальной и кинетической составляющими:

$$\Delta \delta = \Delta \theta - \frac{\Delta \dot{V}}{g}. \quad (4.10)$$

Реализация этих законов предложена в виде ПИ-алгоритмов, содержащих в каждом канале пропорциональную и интегральную составляющую с весовыми коэффициентами  $k_{\Pi}$  и  $k_{И}$  [Шевченко и др., 2010]:

$$\Delta P = \left( \Delta \theta + \frac{\Delta \dot{V}}{g} \right) \left( k_{\Pi}^P + k_{И}^P \frac{1}{s} \right), \quad \Delta \delta = \left( \Delta \theta - \frac{\Delta \dot{V}}{g} \right) \left( k_{\Pi}^{\delta} + k_{И}^{\delta} \frac{1}{s} \right). \quad (4.11)$$

Здесь  $s$  – оператор дифференцирования, соответственно  $1/s$  – интегрирования. Эти алгоритмы составляют ядро энергетической системы управления (Рис. 4.3).

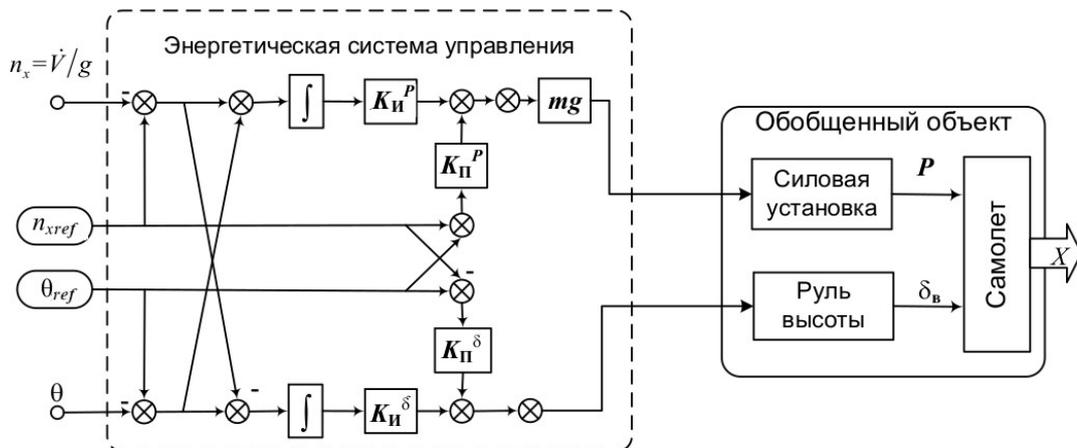


Рисунок 4.3. Схема энергетической системы управления

Маршрут для выполнения аэрогеофизической съемки задается последовательностью точек. Подробности приведены в Главе 5. Локально можно использовать модель плоской Земли. В результате сама программная траектория как в плане, так и в трехмерном представлении, является последовательностью отрезков прямых. Таким образом, для каждого участка прямой задан угол наклона траектории по отношению к горизонту  $\theta_{ref}$ .

$$\theta_{ref\ i} = \arctg \frac{z_i - z_{i-1}}{\sqrt{(x_i - x_{i-1})^2 + (y_i - y_{i-1})^2}}, \quad (4.12)$$

где  $z_i$  – высота соответствующей точки,  $(x_i, y_i)$  – ее координаты в локальной географической системе координат.

Программное ускорение вдоль траектории следует задавать, исходя из требований к съемке. Для аэрогравиметрической съемки траекторные ускорения требуется минимизировать, поэтому в данном случае целесообразно задать программное значение траекторного ускорения  $n_{xref} = 0$  (Рис. 4.3), то есть программное значение скорости  $V_{ref} = \text{const}$ . Зная  $V_{ref}$  и программное значение наклона траектории  $\theta_{ref}(x, y)$ , можно задать программное значение в координатах полной энергии:

$$H_{Eref} = z_{i-1} + \text{tg } \theta_{ref\ i} \cdot \sqrt{(x - x_{i-1})^2 + (y - y_{i-1})^2} + \frac{V_{ref}^2}{2g} = h_{ref} + \frac{V_{ref}^2}{2g}. \quad (4.13)$$

Альтернативный способ задания программной траектории – задание постоянного программного значения общей энергии  $H_{Eref} = \text{const}$ . В этом случае программная скорость  $V_{ref}$  может быть вычислена из уравнения (4.13):

$$V_{ref} = \sqrt{2g(H_{Eref} - h_{ref})}. \quad (4.14)$$

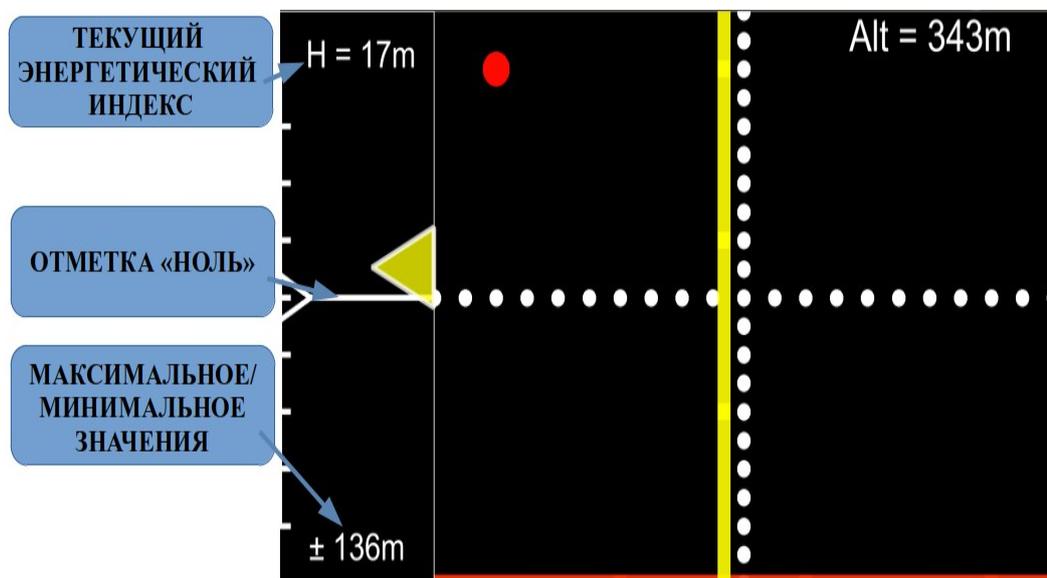
Также возможно рассматривать промежуточные варианты между постоянной кинетической энергией и постоянной полной энергией. Выбор следует делать, исходя из анализа данных реальных съемочных полетов для решения конкретной задачи. К сожалению, на данный момент нет достаточного объема экспериментальных данных.

## 4.2. Формирование директорного индекса для управления тягой двигателя

В рассматриваемых типах полета с генеральным обтеканием рельефа предлагается выводить на экран командного пилотажного индикатора величину отклонения энергетической высоты от требуемой  $\Delta H_E$ , сформировав подвижный индекс рядом со шкалой геометрической высоты. Этот индекс должен воспри-

ниматься 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.

Эффективность разработанного средства помощи пилоту в условиях полета над местностью со сложным рельефом была апробирована на пилотажном индикаторе с использованием данных реального полета для различных типов ЛА. Вид экрана индикатора при выполнении одного из маршрутов облета показан на Рис. 4.4.



*Рисунок 4.4. Нуль-индикатор пилота с возможностью вывода энергетического индекса*

Задача пилота заключается в том, чтобы удерживать маркер (треугольник) в окрестности отметки «ноль», управляя тягой двигателя и тем самым минимизируя ошибку энергетической высоты. Такой подход в управлении позволяет осуществлять полет по траектории с генеральным огибанием рельефа с ограниченными вертикальными ускорениями. Ниже представлены данные полета по реальной траектории.

Программная траектория представляет собой последовательный набор точек в формате широта, долгота, высота. Программные значения широты и

долготы задаются на ортодромии, соединяющей начальную и конечную точки прямолинейного участка съёмочного маршрута. Переходя в локальную географическую систему координат, можно получить декартовы координаты  $x$ ,  $y$ . Поскольку высота задана в метрах, по вертикали программная траектория выбирается как прямая, соединяющая начальную и конечную точки. Представим уравнение баланса энергии, пользуясь уравнениями (4.7), (4.13):

$$\begin{aligned} E_{ind} &= \Delta H_E = H_E - H_{E_{ref}}; \\ E_{ind} &= h - h_{ref} + \frac{V^2 - V_{ref}^2}{2g}. \end{aligned} \quad (4.15)$$

При этом надо иметь в виду, что высота вычисляется по данным ГНСС, подверженным шумам, и время реакции системы «ЛА + пилот» также надо учитывать. По этой причине, по аналогии с (2.21) на индикатор в качестве энергетического индекса подается

$$\bar{E}_{indi} = \frac{1}{N} \sum_{j=i-N}^i \left( h_j - h_{ref\ j+K} + \frac{V_j^2 - V_{ref}^2}{2g} \right). \quad (4.16)$$

Здесь  $i$  – порядковый номер отсчета в соответствии с темпом работы навигационной системы.

### 4.3. Исследование 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 по гравимагнитной съемке, и на вертолете Eurocopter AS350B3 в Забайкалье при выполнении комплексной съемки (аэроэлектроразведка, магнитометрия, гамма-спектрометрия).

На Рис. 4.5 представлены данные полета вертолета. В качестве программной траектории по высоте выбиралась сглаженная реальная траектория. Приведенный энергетический индекс соответствует траектории с постоянной полной энергией, соответственно, программная скорость задавалась согласно уравнению (4.14). На рисунке Relief – профиль рельефа поверхности, PathRef –

выбранная программная траектория полета с огибанием рельефа ( $h_{ref}$ ), Alt\_Heli – высота полета вертолета ( $h$ ),  $V$  – текущая горизонтальная скорость вертолета ( $V$ ), VRef – программная скорость вертолета ( $V_{ref}$ ), EInd – значения энергетического индекса ( $\bar{E}_{ind}$ ). Также показано изменение рассогласования энергетической высоты программной и реальной траекторий (Error).

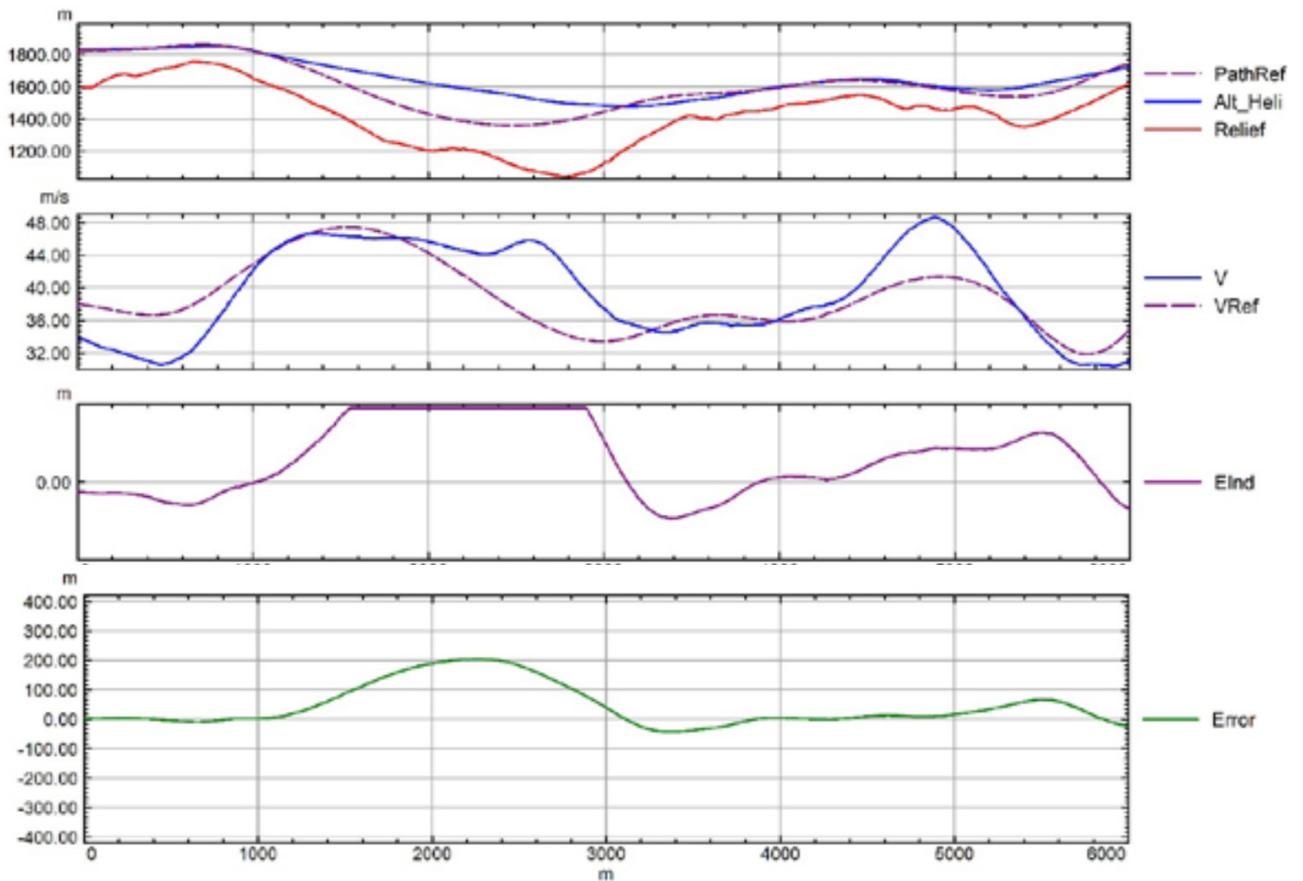
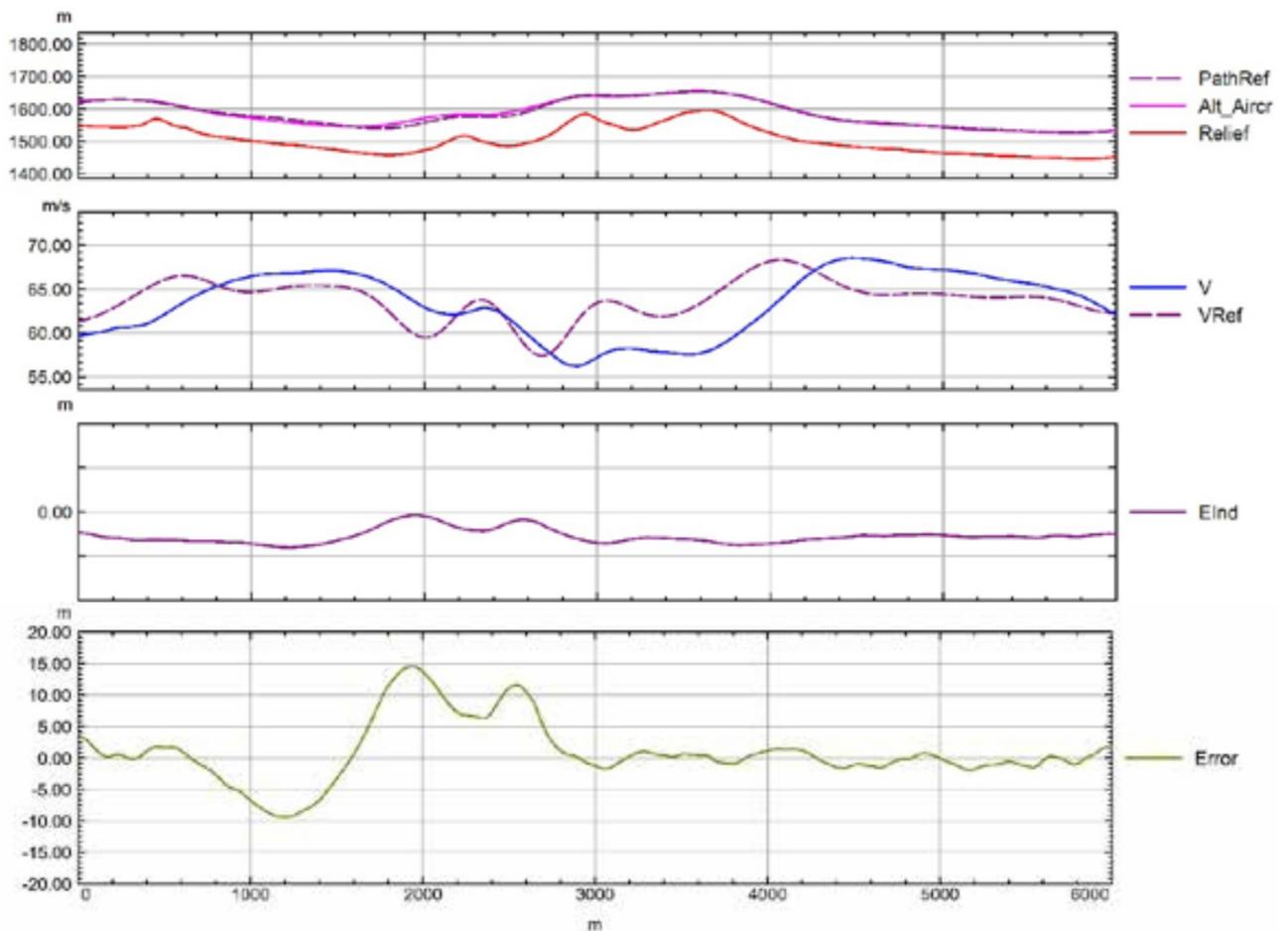


Рисунок 4.5. Энергетический индекс, полет вертолета Eurocopter AS350B3

Аналогично данные полета самолета представлены на Рис. 4.6, где Alt\_Aircr – высота полета самолета. На графиках видно, что скорость самолета существенно менялась, поэтому был также выбран вариант расчета энергетического индекса с постоянной полной энергией. В качестве программного значения высоты, как и в случае с вертолетом, выбрана сглаженная реальная траектория.



*Рисунок 4.6. Энергетический индекс, полет самолета Cessna-208*

Среднее значение ошибки следования программному значению энергетической высоты для самолета – 0,97 м, для вертолета – 38,82 м. Такая большая разница в качестве следования программным траекториям обусловлена в первую очередь тем, что вертолет применялся в существенно более сложных горных условиях – IV категория сложности: уклон более 42%, перепады более 700 м. Рельеф при самолетной съемке соответствует II категории: уклон более 10%, перепады до 180 м. Однако реальная траектория соответствует I категории: уклон до 10%, перепады до 140 м. Это связано с особенностями технологии выполнения аэрогравиметрической съемки.

Основные выводы, которые можно сделать, следующие. В условиях вертолетной съемки, которая выполняется на рельефе с повышенной категорией сложности, применение энергетического индекса неоправданно. Пилот будет в

первую очередь руководствоваться требованиями безопасности полета. И аэрогеофизическая съемка с детальным обтеканием рельефа не может быть выполнена с ограничениями на вертикальные ускорения.

При съемке с генеральным обтеканием рельефа возможно эффективное применение энергетического индекса. Обработка данных гравиметрической съемки на самолете Cessna-208 показала, что реальная траектория достаточно близко соответствует варианту полета с энергетическим индексом, отвечающим постоянной полной энергии. Применение энергетического индекса, отвечающего постоянной кинетической энергии (4.13) может дополнительно ограничить траекторные ускорения при гравиметрической съемке.

#### **Выводы по Главе 4**

Предложено формировать в поле зрения пилота директорный индекс управления тягой для минимизации отклонения высоты и скорости полета ЛА от требуемых значений. Такой индикатор пилота функционирует на основании приборных измерений координат ЛА и вычисляет количественные оценки рекомендуемых команд для пилота. Решение задачи минимизации отклонений от программной траектории достигается путем использования энергетического подхода к управлению полетом ЛА. Математическим обоснованием для реализации данного подхода является уравнение баланса энергий в системе «ЛА – двигатель – внешняя среда», которое устанавливает количественные соотношения между источником энергии и всеми ее потребителями. В отличие от традиционных подходов, в энергетическом подходе управляемой переменной является полная энергия объекта. Для минимизации ошибки управления полной энергией используется тяга двигателя.

Для режима ручного пилотирования предлагается информировать пилота об отклонениях полной энергии от заданной с помощью директорного индекса. Разработан индикатор с подвижным индексом на экране индикатора пилота.

Показано, что в условиях вертолетной съемки, которая выполняется на ре-

льефе с повышенной категорией сложности, применение энергетического индекса неоправданно. Пилот будет в первую очередь руководствоваться требованиями безопасности полета.

При съемке с генеральным обтеканием рельефа I или II категории показана возможность эффективного применения энергетического индекса. Уравнение баланса энергии, заложенное в программной траектории, поможет пилоту избежать влияния излишних перегрузок при выполнении гравиметрической съемки.

Результаты данной главы опубликованы в работах [Каршаков и др., 2022], [Karshakov et al., 2020].

## **Глава 5. Программный комплекс информационной поддержки навигационных режимов аэросъемочного полета NAVDAT**

Алгоритмы, рассмотренные в Главах 2 – 4, в рамках единого подхода, изложенного в Главе 1, составили основу практической реализации набора программных модулей единой бортовой информационно-управляющей системы NAVDAT. Программное обеспечение, развернутое на нескольких компьютерах единой бортовой вычислительной сети, служит не только целям формирования управляющей информации для пилота и штурмана, но и решению всего комплекса задач, связанных со съемочным процессом:

- 1) получение навигационной информации от приемников ГНСС;
- 2) загрузку и интерактивное редактирование формализованного описания навигационного плана полетного задания;
- 3) интерактивное управление последовательностью прохождения этапов навигационного плана полетного задания;
- 4) автоматизированный расчет штурманских параметров при исполнении полетного задания (счисление расстояний, пеленгов, точек траверса и т. п.);
- 5) расчет формы и параметров текущего фрагмента программной траектории для режима стабилизации относительно заданной линии пути и режима захода на выбранный маршрут;
- 6) мониторинг характеристик динамической системы «ЛА + пилот»;
- 7) формирование блока управляющей информации для пилота с учетом параметров динамической системы «ЛА + пилот» в форме подсказки, отображаемой на нуль-индикаторе;
- 8) получение данных от геофизических приборов бортового комплекса (магнитометров, гамма-спектрометров, электроразведочных систем и т. п.);
- 9) регистрацию всей получаемой информации в едином потоке данных с

- синхронизацией по меткам абсолютного времени ГНСС-приемника;
- 10) визуализацию всей регистрируемой информации экранам одного или нескольких бортовых компьютеров.

### 5.1. Структура программного комплекса

Базовой платформой программного комплекса NAVDAT является IBM PC совместимый компьютер, функционирующий под управлением операционной системы GNU/Linux.

Комплекс представляет собой совокупность модулей, реализующих информационное взаимодействие в режиме «клиент-сервер» с использованием системных возможностей операционной системы. Схему аппаратной реализации и принципы командно-информационного взаимодействия в структуре комплекса иллюстрирует Рис. 5.1.

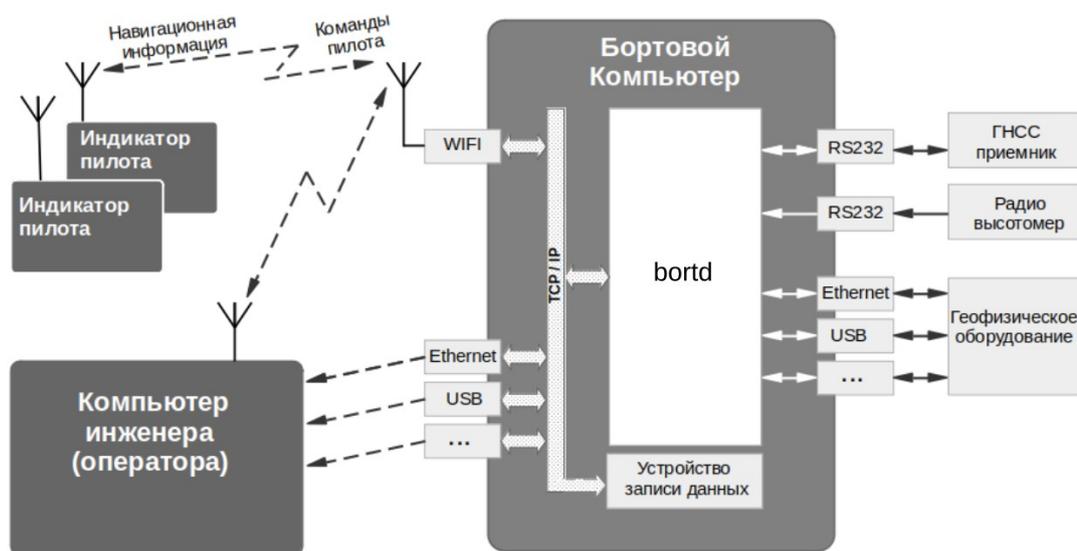


Рисунок 5.1. Структура комплекса NAVDAT

Согласно выбранной схеме, центральным элементом, управляющим и координирующим работу всего бортового комплекса, является виртуальный сервер – «невидимая» системная программа – в терминологии операционной системы Linux – «демон» bortd. Эта программа, с одной стороны, включает в себя

набор модулей для взаимодействия со всеми устройствами комплекса, как геофизическими, так и навигационными: спутниковой навигационной системой, радиовысотомером и т.п. Интерфейс взаимодействия для различных физических устройств может быть различным: USB, RS232, RS485, Ethernet и др.

Каждый модуль «демона» получает от связанного с ним физического устройства определенный для набора данных (включая параметры контроля работоспособности и достоверности) и размещает его в едином информационном пространстве, доступ к фрагментам которого организован как сеть TCP/IP с реальными или виртуальными сокетами [Шмидт, Хьюстон, 2012]. Любой программный модуль, имеющий доступ к этой сети, может получать уведомления об обновлении всех нужных ему фрагментов данных и использовать полученные данные для необходимой вычислительной обработки.

Все модули демона `bortd` передают данные, получаемые от физических устройств, для записи на жесткий диск основного бортового компьютера. Для обеспечения возможности дополнительного контроля качества работы приборов все данные записываются на жесткий диск «байт-в-байт» без какой либо коррекции все время от включения комплекса до прекращения его работы.

Согласно основной концепции TCP/IP, непринципиально, реализован ли какой-то внешний по отношению к демону программный модуль непосредственно на бортовом компьютере или на каком-либо другом устройстве, у которого есть доступ к TCP/IP сети комплекса. Это может быть компьютер инженера при проверке оборудования, или компьютер оператора в полете, мобильное устройство пилота, на котором отображаются режимы прохождения полетного задания и т. п.

С точки зрения единой аппаратной реализации удобным интерфейсом является система беспроводной связи WiFi. При ее использовании на борту разворачивается локальная беспроводная сеть. В целом же подключение внешних устройств может быть выполнено с использованием любых доступных системе Linux интерфейсов, для этого каждому из них должен соответствовать отдель-

ный модуль демона `bortd`.

Взаимодействие человека-оператора 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. Команды, получаемые от модулей-индикаторов передаются соответствующим модулям взаимодействия с устройствами, изменяя, таким образом, параметры функционирования.

При программировании модулей, составляющих структуру комплекса, использованы языки программирования: Python, C, C++ с применением различных библиотек (Qt, Gtk и др.).

## 5.2. Навигационный план полетного задания

### 5.2.1. Структура и формальное описание навигационного плана

Формальное описание навигационного плана полетного задания в комплексе NAVDAT задается в форме последовательности отрезков заданных линий съемочных маршрутов, каждый из которых в свою очередь задается последовательностью троек географических координат точек (Рис. 5.2).

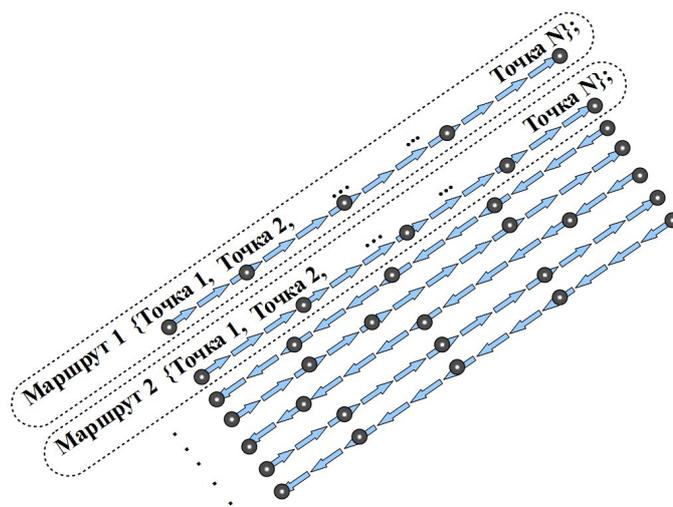


Рисунок 5.2. Формализованное описание навигационного плана

Соответственно, файл описания навигационного плана состоит из после-

довательности записей вида (Табл. 5.2):

Таблица 5.1.

*Формат записи последовательности точек съемочного маршрута*

Тип записи	Имя записи	Имя точки*	Широта	Долгота	Высота
LINE	Line_1	Начало записи			
		(P1,	54.123456,	37.876543,	50),
		(P2,	54.123457,	37.876542,	60),
		.....			
	;	Символ «;» – конец записи			

Записи, являясь простым описанием набора географических точек, могут содержать информацию не только о последовательности прохождения маршрута, но и просто о наборе характерных точек (Тип записи – POINTS), а также точек границ региона (Тип записи – REGION) (см. Табл. 5.2). После загрузки файла \*.fpl полетного задания в память машины он может быть изменен оператором в интерактивном режиме.

Таблица 5.2.

*Типы записей файла полетного задания (\*.fpl)*

::	После двух символов «;» подряд – комментарий
POSITION POINTS= (-10203815,10203815), ; ; (CONTROL,-10203333,-20304444), (10003815,-10003815);	Список отдельных точек
LINE L_1= (CONTROL,-13005396,-15000000,50), ; ; (CONTROL,-234567890,-3210099,50), (CONTROL,12345396,-12340210,50);	Список точек съемочного маршрута
REGION ZONE= (-10200000,-00010000), ; ; (-10200000,00010000), (-10300000,-00010000);	Список точек контура границ региона

### 5.2.2. Штурманский контроль и управление последовательностью прохождения полетного задания

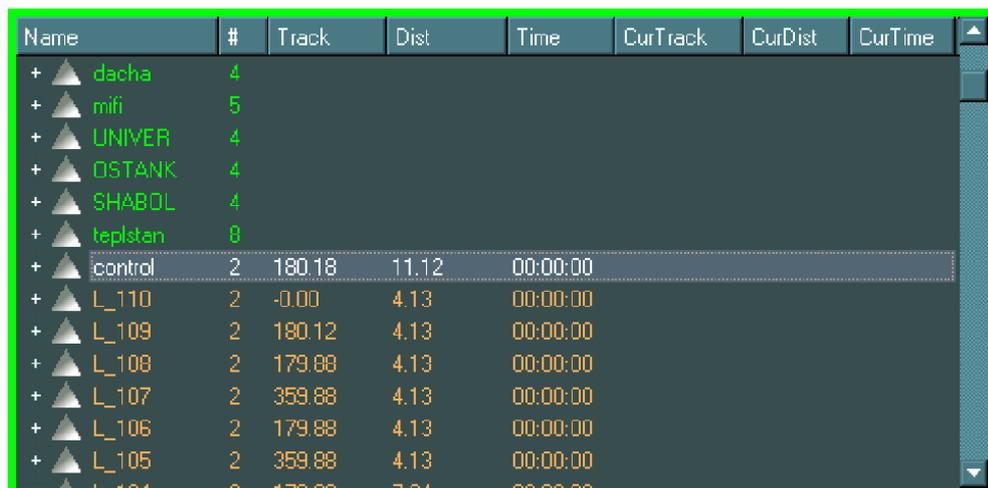
Для взаимодействия штурмана, бортоператора или инженера с бортовой

вычислительной системой в части управления структурой навигационного плана в комплексе NAVDAT используются два взаимосвязанных модуля-индикатора:

- панель полетного задания;
- индикатор-панорама.

### *Панель полетного задания*

Внешний вид индикатора панели полетного задания представлен на Рис. 5.3. Представленная диалоговая панель является иллюстратором и интерактивным инструментом изменения структуры файла \*.fpl. Панель отображает списки записей и точек, позволяет с помощью специальных клавиатурных макроккоманд эффективно редактировать структуру плана. Нажатием соответствующих клавиш можно изменить на противоположное направление последовательности прочтения записей в списке, последовательности точек в конкретной записи или во всех записях плана. Также именно из панели полетного задания возможен запуск многих полезных для штурмана операций.



Name	#	Track	Dist	Time	CurTrack	CurDist	CurTime
+ ▲ dacha	4						
+ ▲ mifi	5						
+ ▲ UNIVER	4						
+ ▲ OSTANK	4						
+ ▲ SHABOL	4						
+ ▲ teplsten	0						
+ ▲ control	2	180.18	11.12	00:00:00			
+ ▲ L_110	2	-0.00	4.13	00:00:00			
+ ▲ L_109	2	180.12	4.13	00:00:00			
+ ▲ L_108	2	179.88	4.13	00:00:00			
+ ▲ L_107	2	359.88	4.13	00:00:00			
+ ▲ L_106	2	179.88	4.13	00:00:00			
+ ▲ L_105	2	359.88	4.13	00:00:00			
+ ▲ L_104	2	179.88	4.13	00:00:00			

*Рисунок 5.3. Окно панели полетного задания*

### *Индикатор-панорама*

Индикатор-панорама в классической картографической форме отображает положение ЛА, систему заданных линий пути, траектории сближения, отдель-

ные точки, границы регионов и т. п. Вид индикатора-панорамы показан на Рис. 5.4.

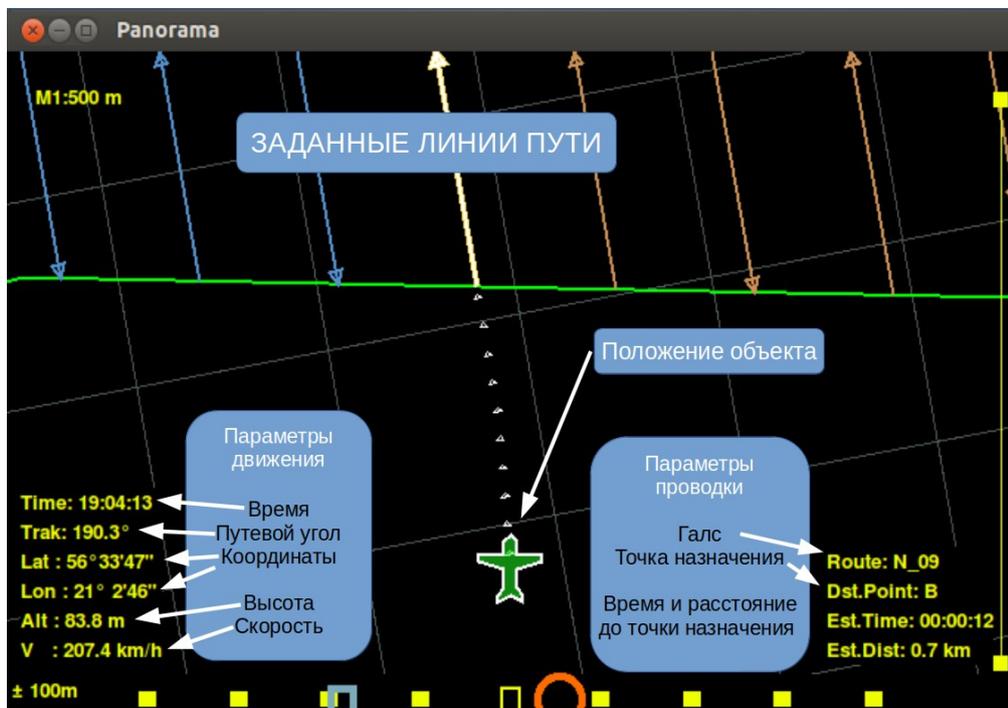


Рисунок 5.4. Окно индикатора-панорамы

В центральной части панорамы схематически показано положение движущегося объекта. В верхнем левом углу указан масштаб отображения – размер клетки разграфки (на рисунке размер клетки – 500 м).

Слева внизу в числовом виде приведены текущие параметры движения: время, путевой угол, координаты, высота над геоидом, скорость.

Справа – параметры проводки: номер (имя) текущего маршрута, по которому осуществляется проводка. Система заданных линий маршрутов показана в виде системы линий с указанием направления прохождения.

В нижней части экрана схематически показаны параметры отклонения от заданной траектории. Серый маркер – боковое отклонение (масштаб указан слева от шкалы); оранжевый маркер – указатель параметра нуль-индикатора для бокового отклонения.

Индикатор «Панорама» предполагает возможность отображения информации в двух режимах:

- режим карты: линии пути на экране неподвижны, карта ориентирована по сторонам света, маркер объекта движется относительно карты;
- режим панорамы (движение над картой): маркер объекта относительно экрана неподвижен, карта ориентирована в соответствии с параметрами движения.

### **5.2.3. Управление структурой навигационного плана**

Работа индикаторов панели полетного задания и панорамы согласована. Изменение в структуре плана одновременно отображаются на обоих индикаторах в соответствующих формах, что позволяет контролировать не только все изменения, но и следить за качеством прохождения ЛА по линиям пути.

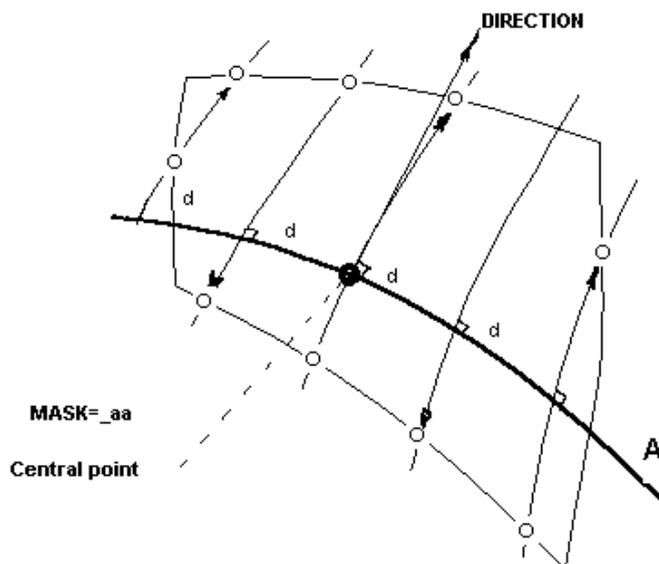
Кроме того, в комплексе NAVDAT доступны некоторые дополнительные автоматизированные операции:

- автоматизированное построение для заданного региона системы покрывающих его маршрутов с заданным курсом и межмаршрутным расстоянием;
- автоматизированное построение системы маршрутов калибровочной серии в виде «Звездочки» с центром в заданной точке.

С учетом регионального характера выполняемых аэросъемочных работ разметка точек производится относительно ортодромий (дуг большого круга для сферической модели Земли).

#### *Разметка системы маршрутов покрытия региона*

Разметка системы маршрутов покрытия проводится следующим образом (Рис. 5.5).



*Рисунок 5.5. Разметка системы маршрутов покрытия региона*

Через заданную центральную точку проводится ортодромия **A**, перпендикулярно заданному направлению. Затем в одну и другую сторону от центральной точки вдоль нее отмеряются отрезки, длина которых равна заданному межмаршрутному расстоянию **d**. Через точки концов этих отрезков проводятся ортодромии, перпендикулярные ортодромии **A**. Это и будут линии маршрутов. Концами маршрутов будут точки их пересечения с границей размечаемого региона. Направление маршрутов устанавливается встречным для четных и нечетных номеров. В результате этой операции в основном списке после записи системы точек выбранного региона появятся записи соответствующих маршрутов. Изменения будут отображены на панели полетного задания и на панораме.

#### *Разметка маршрутов калибровочной серии*

Технология аэрогеофизических съемок традиционно предполагает проведение специальных калибровочных операций, в частности таких, при которых полет должен осуществляться по системе маршрутов, проходящих через одну центральную точку. Программное обеспечение комплекса NAVDAT позволяет автоматически построить систему таких маршрутов. Схема построения следу-

ющая (Рис. 5.6):

- задаются координаты центральной точки;
- задается направление первого маршрута серии;
- задается радиус «Звездочки»;
- задается угол раствора звеньев (если угол между звеньями равен нулю, система маршрутов будет иметь структуру, приведенную на Рис. 5.6-а, тогда будет создано четыре пары встречных маршрутов с шагом  $45^\circ$ , в противном случае – восемь маршрутов по схеме Рис. 5.6-б).

Соответствующей макрокомандой записи автоматически созданных маршрутов дополняют навигационный план. Изменения одновременно отображаются на панели полетного задания и на панораме.

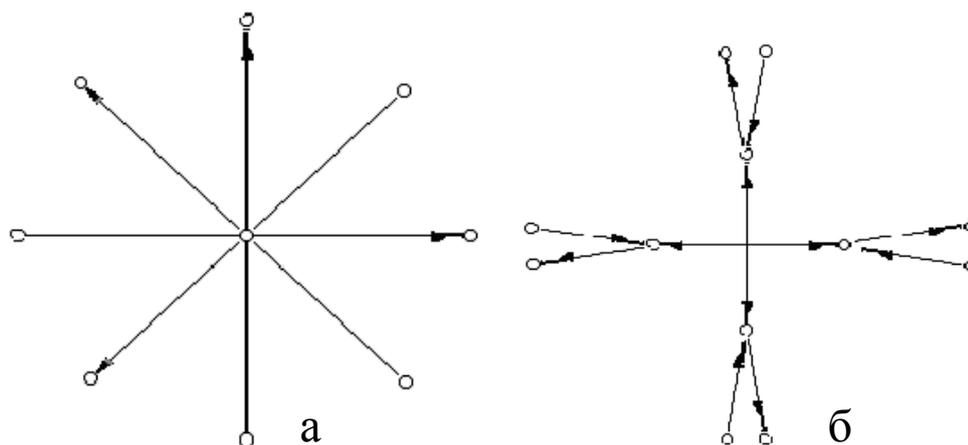


Рисунок 5.6. Разметка маршрутов калибровочной серии

#### 5.2.4. Управление выработкой управляющей информации для плановой проводки летательного аппарата

После загрузки, подготовки и проверки структуры навигационного задания программный комплекс NAVDAT может быть использован в режиме постоянной выработки управляющей информации для пилота. Принципы формирования этой управляющей информации детально изложены в Главах 2, 4. Расчет управляющих параметров выполняется на каждый квант получения информации от приемника системы спутниковой навигации (обычно в темпе 10 отсчетов

в секунду).

### *Старт и прекращение проводки*

Для приведения в действие системы выработки управляющей информации штурман (или бортоператор, или инженер) должен, используя панель полетного задания, назначить первую точку нацеливания проводки, направление прочтения списка маршрутов и направление прочтения списка точек в маршруте, и затем выдать команду старта проводки.

Прекращение режима выработки управляющей информации также осуществляется специальной командой из панели полетного задания.

### *Управление индикатором пилота*

Индикатор пилота представляет собой классический нуль-указатель, имеющий две стрелки – указатели отклонения по горизонтали и вертикали, а также некоторые дополнительные элементы, предназначенные для отображения режима проводки (на маршруте, или в режиме стабилизации). В случае использования энергетического подхода дополнительно отображается маркер баланса энергии. В любой стадии проводки задача пилота – управляя движением ЛА, по возможности удерживать (а точнее – «успокаивать») стрелочный указатель в нуле. При этом в режиме стабилизации на маршруте ноль соответствует прямолинейному полету, а в режиме захода – полету по циркульной траектории.

В режиме проводки управляющая информация вырабатывается таким образом, чтобы последовательно автоматически переключать режимы стабилизации на маршруте и захода на маршрут. В отсутствие нештатных ситуаций, следуя показаниям индикатора, пилот выполнит весь съёмочный полет от взлета до посадки.

### *Контроль качества прохождения съёмочных маршрутов*

Главной задачей, решаемой комплексом NAVDAT в общей структуре

аэросъемочного процесса, является информационное взаимодействие с пилотом, способствующее высокой точности прохождения по заданным траекториям съемочных маршрутов. Ключевым параметром оценки точности плановой проводки (в проекции на поверхность модельного геоида) является значение бокового уклонения – ХТЕ (см. Глава 1). Выдаваемая пилоту в форме подсказки управляющая информация позволяет с заведомо достаточной точностью двигаться вдоль заданной линии пути, однако выполнение заходного маневра с учетом влияния внешних факторов (ветра, необходимости снижения и т.п.) является сложной для пилота задачей. Требования же, предъявляемые к точности проводки техническим заданием на съемку, таковы, что при неточном вхождении в маршрут значительная часть получаемого материала окажется браком. Соответственно, при неудачном выполнении захода требуется выполнить маневр повторно.

Согласно вышеизложенному, выработка управляющей информации в комплексе NAVDAT при заходе на маршрут осуществляется с контролем условий вхождения. Переключение из режима вхождения в режим стабилизации на линии пути происходит, если пилотом окажутся выполнены следующие условия (Рис. 5.7):

- ЛА должен находиться ближе, чем расстояние  $\mathbf{b}$  от начала маршрута, после прохождения этой точки непрерывно контролируются условия вхождения;
- направление движения не должно отличаться от направления маршрута больше, чем на угол  $\beta$ ;
- боковое уклонение не должно быть больше  $\mathbf{c}$ ;
- вхождение должно завершиться не дальше, чем на дистанции  $\mathbf{d}$  от входного ориентира маршрута.

Таким образом для переключения из режима «заход» в режим «стабилизация на маршруте» ЛА должен находиться внутри четырехугольника  $\mathbf{CDEF}$ , двигаясь в направлении, отличающемся от путевого угла входного отрезка

маршрута более, чем на угол  $\beta$ .

Отдельно следует сказать о специальной точке **В** и расстоянии **а**.

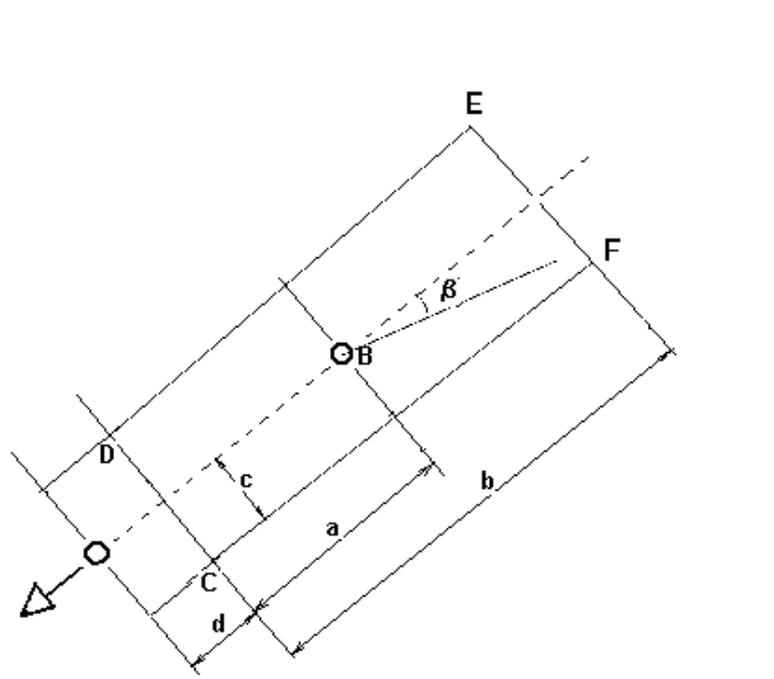


Рисунок 5.7. Условия переключения из режима «заход» в режим «стабилизация на маршруте»

В ходе проводки программа сначала пытается завести самолет на маршрут в точке **В**. Если наведение в точку **В** по каким-либо причинам оказывается невозможным, программа автоматически приблизит эту точку к началу маршрута на минимально необходимое расстояние, и будет продолжать это приближение до тех пор, пока не достигнет траверса **CD**. Только в этот момент будет принято решение о перезаходе.

Значения этих и некоторых других параметров настраиваются, исходя из представлений о заданной точности и масштабе съемки, условиях полета, пилотажных свойствах ЛА и т. п. Для настройки используется специальная диалоговая панель с возможностью редактирования числовых значений (Рис. 5.8). На рисунке:

- Radius – заданный радиус дуг криволинейной проводки  $V/\omega_{max}$ , где  $V$  – скорость в м/с,  $\omega_{max}$  – предельная скорость изменения путевого угла в

- рад/с, в метрах;
- Prolon – дистанция предварительного выноса (**a**) в долях радиуса;
  - Width – ширина створа (**c**) в метрах, регламентируется техническим заданием на съемку, соответствует  $D_{max}$  в разделах 2.4 и 2.5;
  - X0 – минимальная дистанция вхождения (**d**) в метрах, соответствует  $\Delta_2$  в разделе 2.5;
  - X1 – максимальная дистанция вхождения (**b**) в метрах;
  - angle – угол вхождения  $\beta$  в градусах.



Pilot Panel	
Radius, m	1000
Prolon, R	2
Width, m	200
X0, m	-100
X1, m	800
Angle, °	25

Рисунок 5.8. Назначение параметров условий вхождения

Величина  $\Delta_1$ , описанная в разделе 2.5 как точка завершения маршрута назначается равной  $\Delta_2$ . Поэтому при установке параметра X0 следует выбрать максимальное из двух величин. Это оказывается технически удобно, так как метки начала и конца маршрута в потоке данных ставятся одинаково по отношению к заданным точкам.

### 5.2.5. Управление параметрами выработки управляющей информации

В программном комплексе NAVDAT реализован принцип настройки параметров для выработки управляющей информации для пилота. Общий принцип выработки управляющего воздействия детально описан в Главе 2, где в том числе определен набор параметров для работы соответствующих алгоритмов.

- **Range** – масштаб нуля-индикатора пилота  $S$  для (в рад<sup>-1</sup>);

- **Line dist rd** – дистанция упреждения для системы «ЛА + пилот»,  $VK\Delta t$ , где  $V$  – скорость,  $K\Delta t$  – время реакции системы, в метрах;
- **Max accel** – максимально допустимое расчетное ускорение при определении скорости изменения путевого угла (рассчитывается по данным ГНСС-приемника, при превышении этого значения данные будут считаться недостоверными);
- **Smoothing** – параметр  $N$  сглаживающего фильтра для данных спутникового приемника, в отсчетах.

Полученные на практике, некоторым образом усредненные для различных классов ЛА и особенностей технологии съемки (с применением выпускной буксируемой системы, с соблюдением минимальных траекторных ускорений и т. п.) значения этих параметров, устанавливаются как предварительные. В процессе же съемки вступают в действие алгоритмы автоматической настройки параметров проводки, изложенные в Главе 3.

Для управления вертикальным каналом возможны два режима. Первый – в условиях точного обтекания рельефа на малых высотах, – предполагает отображение только текущей высоты над рельефом по показаниям радиовысотометра. Для настройки индикатора нужны только два параметра: заданная высота и максимально допустимое отклонение в метрах.

Первый параметр может быть задан в файле полетного задания (см. Табл. 5.1). Если высота в файле не задана – структура файла такое допускает, – автоматически подставляется значение **Altitude** из параметров настройки NAVDAT (Рис. 5.9). При этом должен быть отключен флаг **3D Flight plan**.

Второй параметр – **Vertical scale**, – задает максимально допустимое отклонение от программной высоты в метрах.



Рисунок 5.9. Назначение параметров вертикального индикатора

Когда флаг **3D Flight plan** включен, на индикатор подается программное значение высоты с учетом времени реакции системы «ЛА + пилот». Данное время выбирается одинаковым для горизонтальной и вертикальной проводки –  $K\Delta t$ .

Панель настроек проводки (Рис. 5.9) дополнительные элементы контроля и управления для двух режимов: управление параметром **Arrow inversion** позволяет выбрать удобный для пилота вариант управления отображением маркера отклонения указателя – в сторону необходимого поворота или в обратную. В первом случае положение указателя интуитивно ассоциируется с положением ручки управления, во втором – с положением ЛА относительно заданной линии пути (Рис. 5.10).

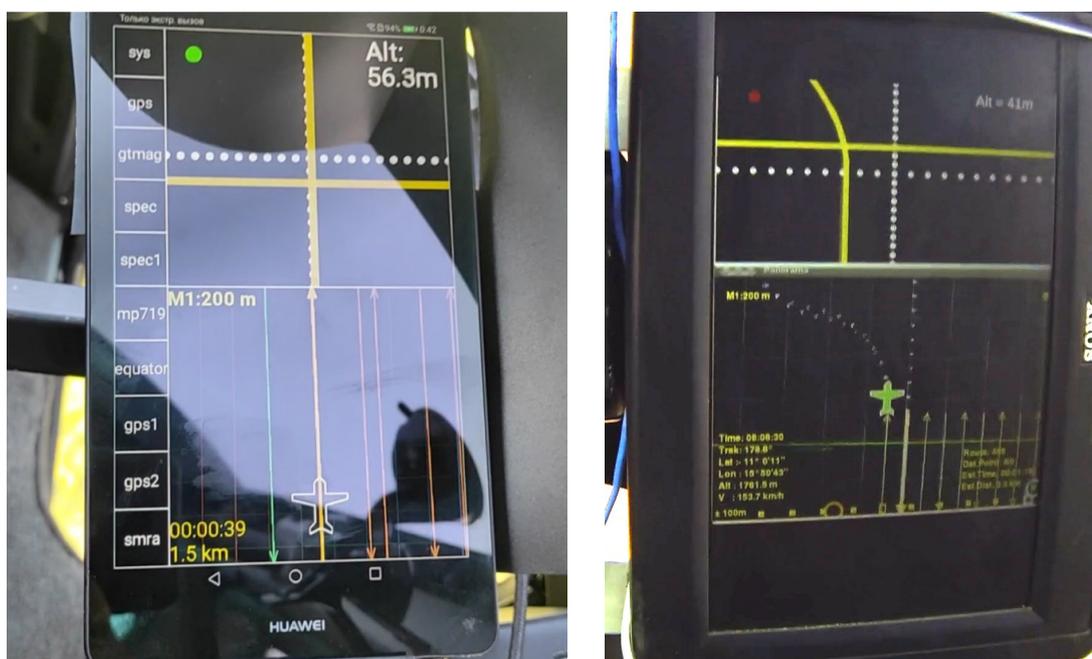


Рисунок 5.10. Индикатор пилота на маршруте и в режиме захода

В левом верхнем углу экрана индикатора (Рис. 5.10) цветом отображается

текущий режим проводки. При заходе на маршрут цвет последовательно меняется между красным и зеленым. По мере приближения к вхождению в маршрут, интервал свечения метки красным укорачивается, предупреждая пилота о скором переключении режимов проводки. В режиме проводки по маршруту метка горит зеленым. Флаг **Lamp inversion** позволяет поменять значение цвета этого индикатора на противоположное.

В случае использования энергетического подхода дополнительно отображается маркер баланса энергии (См. Рис. 4.4).

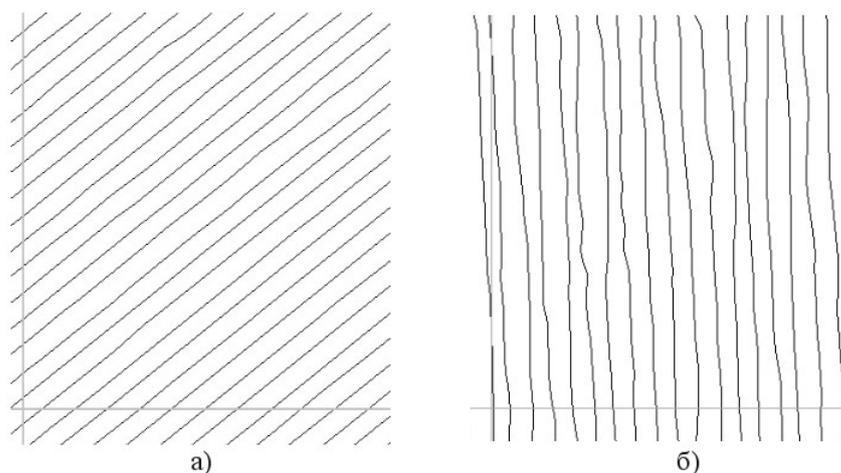
### **5.3. Результаты практического применения и оценка эффективности методов и алгоритмов информационной поддержки**

Реализованные в программном обеспечении комплекса NAVDAT алгоритмы информационной поддержки навигационных режимов аэросъемочных полетов показали на практике высокую эффективность – высокую точность соответствия фактически пройденных траекторий заданным линиям пути, а также высокие показатели использования летного времени.

На Рис. 5.10 приведено фото индикатора пилота, реализованного на базе планшетного компьютера с установленной на нем программой «Индикатор пилота», работающей в операционной системе Android. Область дисплея разделена на три окна. В первом (справа вверху): расположен индикатор в виде перекрестия, информирующий пилота о его положении относительно программной траектории. Во втором (справа внизу): – навигационная панорама с изображением маршрутов и другой необходимой информации. Сбоку слева в виде списка расположен блок, информирующий о корректности работы всех устройств, подключенных к аппаратно-программному комплексу NAVDAT: ГНСС-приемники (gps), высотомер (smga), магнитометр (gtmag), спектрометры (spec), электро-разведочная система (equator), бортовой компьютер (sys). В случае сбоя или отказа любой из входящих в состав аэросъемочного комплекса систем соответствующий индикатор загорится красным. В этом случае бортоператор или инженер, или пилот (полет может выполняться без оператора) должен принять

решение о прекращении выполнения съемки.

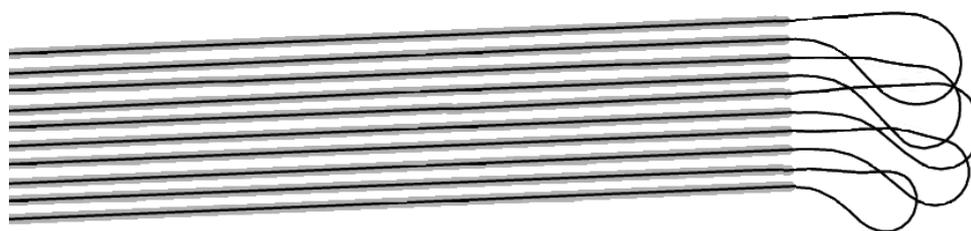
На Рис. 5.11 приведены фрагменты карт фактических линий пути. На рисунке: а) – полет выполнялся исключительно по показаниям только по показаниям нуль-индикатора пилота; б) – в режиме с использованием штурмана-съемщика и цифровой карты-панорамы. Полеты в обоих случаях выполнялись на вертолете Ми-8 разными экипажами в сходных условиях при одинаковом наборе геофизического оборудования. Съемка осуществлялась 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).



*Рисунок 5.11. Фактические линии пути при съемках одинакового масштаба  
а – проводка под управлением комплекса NAVDAT  
б – проводка по карте-панораме*

Рисунок с очевидностью показывает, в какой степени применение алгоритмов информационной поддержки позволило повысить качество покрытия исследуемой площади съемочными маршрутами. Можно утверждать, что проводка с использованием предложенных алгоритмов информационной поддержки пилота (а) удовлетворяет требованию технического задания, в отличие от результатов коллективной работы пилота и штурмана (б).

Качество проводки по линиям пути при высокодетальной съемке иллюстрирует Рис. 5.12. Съемка выполнялась на вертолете Eurocopter AS350B3 с подвесным оборудованием с обтеканием рельефа. Расстояние между маршрутами – 50 м. Допустимое боковое уклонение от заданного маршрута – 12,5 м. Высота подвесной системы над рельефом 40 м, измеряется отдельным радиовысотомером, данные измерений отображаются непосредственно на индикаторе пилота. Перепад высот рельефа не более 100 м.



*Рисунок 5.12. Высокоточная проводка ЛА:  
межмаршрутное расстояние – 50 м.*

На рисунке показан фрагмент карты фактических линий пути. Вычисленное по результатам работы среднеквадратическое значение ошибки бокового уклонения по объему порядка 1000 погонных километров выполненных в описанных условиях работ составляет 2,3 м. На рисунке серым показан допустимый техническим заданием диапазон отклонений, черным – фактическая линия пути.

Отдельного внимания заслуживает сравнение затрат времени на выполнение перехода от завершеного съемочного маршрута к следующему. При использовании комплекса NAVDAT на выполнение захода на следующий маршрут требуется в среднем от одной до полутора минут. Статистика получена по данным пилотов авиакомпании «Авиамай» по данным полетов 2019–2023 гг. на вертолете Eurocopter AS350B3. Для примера, аналогичный комплекс, использующий навигационное программное обеспечение Канадского производства, по данным съемки в Якутии 2014-2015 гг. обеспечивает время разворота 2,0–2,5 минуты на таком же вертолете.

## **Выводы по Главе 5**

В данной главе представлены результаты разработки алгоритмов навигационной поддержки режимов аэросъемочного полета и общие принципы организации технологии работы аэрогеофизического комплекса без участия в составе экипажа штурмана-съемщика и бортоператора.

Рассмотрена общая структура и особенности информационного взаимодействия в программном комплексе NAVDAT, уделено внимание общим принципам формирования управляющей навигационной информации и форме ее отображения для пилота в критически сложных условиях съемочного полета.

Показана эффективность практического применения комплекса при выполнении съемки.

Результаты данной Главы опубликованы в работах [Мойланен и др., 2017], [Гаракоев, Мойланен, 2018], [Moilanen et. al., 2019], [Тхоренко и др., 2019], [Волковицкий, Гаракоев, 2022], [Волковицкий и др., 2023].

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе определены основные пути создания высокоэффективной системы информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке. Сформулированы 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 на 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 предложено разработать алгоритмы:

- синтеза текущих фрагментов модельных траекторий для всех режимов полета;
- расчета параметра расхождения текущих параметров движения относительно расчетного фрагмента;
- выработки на основе особенностей поведения пилота и динамических

- свойств ЛА эффективного параметра информационной поддержки, выдаваемого на нуль-индикатор системы слежения за боковым уклонением;
- выработки эффективного параметра информационной поддержки, выдаваемого на нуль-индикатор системы слежения за вертикальным уклонением.

Представлены результаты исследования и разработки алгоритмов синтеза текущей программной траектории, а также расчетного значения параметра отклонения текущих параметров движения ЛА от расчетных. Программная траектория синтезируется как траектория Дубинса, являющаяся решением задачи быстрогодействия на основе принципа максимума Понтрягина.

Представлены варианты синтеза траекторий и управлений, реализующих эти траектории для двух режимов: захода на маршрут и стабилизации на нем. Предложен вариант перехода от управления, оптимального по быстроддействию к управлению, позволяющему удовлетворить требования технического задания в части точности следования линии пути, одновременно значительно облегчая работу пилота.

Описаны алгоритмы расчета параметра информационной поддержки пилота в режиме захода на маршрут и в режиме стабилизации на маршруте для обеспечения бокового отклонения, не превышающего заданного. Описаны все варианты переключения алгоритмов.

Рассмотрены задачи, связанные с идентификацией параметров динамических систем. Предложен вид передаточной функции, описывающий поведение системы «ЛА + пилот». Описаны алгоритмы подбора этой функции.

По результатам подбора предложен способ идентификации постоянной времени маневра ЛА и времени реакции пилота – основных параметров, необходимых для настройки алгоритма управления нуль-индикатором пилота.

Предложенные алгоритмы были опробованы на реальных полетных данных для четырех ЛА различных типов. В результате получены четыре модели в форме передаточных функций для соответствующих ЛА. Все модели подобра-

ны с точностью около 80%. Для подобранных моделей выполнена идентификация параметров настройки алгоритма управления нуль-индикатором.

Результаты моделирования показали, что полученные передаточные функции порождают траектории, схожие по своим геометрическим параметрам с траекториями реальных полетов.

Предложено формировать в поле зрения пилота директорный индекс управления тягой для минимизации отклонения высоты и скорости полета ЛА от требуемых значений. Такой индикатор пилота функционирует на основании приборных измерений координат ЛА и вычисляет количественные оценки рекомендуемых команд для пилота. Решение задачи минимизации отклонений от программной траектории достигается путем использования энергетического подхода к управлению полетом ЛА. Математическим обоснованием для реализации данного подхода является уравнение баланса энергий в системе «ЛА – двигатель – внешняя среда», которое устанавливает количественные соотношения между источником энергии и всеми ее потребителями. В отличие от традиционных подходов, в энергетическом подходе управляемой переменной является полная энергия объекта. Для минимизации ошибки управления полной энергией используется тяга двигателя.

Для режима ручного пилотирования предлагается информировать пилота об отклонениях полной энергии от заданной с помощью директорного индекса. Разработан индикатор с подвижным индексом на экране индикатора пилота.

Показано, что в условиях вертолетной съемки, которая выполняется на рельефе с повышенной категорией сложности, применение энергетического индекса неоправданно. Пилот будет в первую очередь руководствоваться требованиями безопасности полета.

При съемке с генеральным обтеканием рельефа I или II категории показана возможность эффективного применения энергетического индекса. Уравнение баланса энергии, заложенное в программной траектории, поможет пилоту избежать влияния излишних перегрузок при выполнении гравиметрической съем-

ки.

Представлены результаты разработки алгоритмов навигационной поддержки режимов аэросъемочного полета и общие принципы организации технологии работы аэрогеофизического комплекса без участия в составе экипажа штурмана-съемщика и бортоператора.

Рассмотрена общая структура и особенности информационного взаимодействия в программном комплексе NAVDAT, уделено внимание общим принципам формирования управляющей навигационной информации и форме ее отображения для пилота в критически сложных условиях съемочного полета.

Показана эффективность практического применения комплекса при выполнении съемок.

## **СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ**

**ГНСС** – Глобальная Навигационная Спутниковая Система.

**ЛА** – Летательный Аппарат.

**ПИ** регулятор – Пропорционально-интегральный регулятор.

**GPS** – Global Positioning System, Глобальная система позиционирования, ГНСС США.

**ХТЕ** – Cross(X) Track Error, ошибка в крест маршрута, боковое отклонение от маршрута.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [Александров и др., 1993] Введение в динамику управляемых систем / Александров, В.В., Парусников, Н.А., Лемак, С.С., Злочевский, С.И. // М.: МГУ.- 1993.- 181 с.
- [Асламов и др., 2021] Методические рекомендации по проведению комплексных аэрогеофизических съемок / Асламов, Ю.В., Бабаянц, П.С., Глинский, Н.А., Зубов, Е.И., Мельников П.В. // СПб.: Картографическая фабрика ФГБУ ВСЕГЕИ.- 2021.- 42 с.
- [Афанасьев и др., 1999] Пионерные аэромагнитные исследования в Сибири / Афанасьев, Б.М., Ключко, В.П., Полушин А.В. // Геофизика.- 1999.- № 2.- с. 10-11.
- [Борисов и др., 1999] Энергетический подход к управлению полетом / Борисов, В.Г., Начинкина, Г.Н., Шевченко, А.М. // Автоматика и телемеханика.- 1999.- № 6.- с. 59-69.
- [Бузииков, Галяев, 2021] Перехват подвижной цели машиной Дубинса за кратчайшее время / Бузииков, М.Э., Галаяев, А.А. // Автоматика и телемеханика.- 2021.- № 5.- с. 3-19.
- [Волковицкий и др., 2013] Структура алгоритмов управления проводкой летательного аппарата / Волковицкий, А.К., Каршаков, Е.В., Павлов, Б.В. // Известия ЮФУ. Технические науки.- 2013.- № 3 (140).- с. 217-225.
- [Волковицкий и др., 2023] Программный комплекс для информационной поддержки пилота при аэрогеофизической съемке / Волковицкий, А.К., Гаракоев, А.М., Гладышев, А.И., Каршаков, Е.В. // Датчики и системы.- 2023.- № 5.- С. 35-42.
- [Волковицкий, Гаракоев, 2022] Алгоритмы управления движением по фрагментарной траектории / Волковицкий, А.К., Гаракоев, А.М. // Материалы 16-й Международной конференции «Устойчивость и колебания нелинейных систем управления» (конференция Пятницкого)

(Москва, 2022). М.: ИПУ РАН.- 2022.- С. 101-105.

- [Гаракоев, Гладышев 2023а] Идентификация динамической системы "летательный аппарат + пилот" при выполнении аэрогеофизической съемки / Гаракоев, А.М., Гладышев А.И. // Управление большими системами.- 2023.- вып. 103.- С. 190-202.
- [Гаракоев, Гладышев, 2023б] Формирование программных траекторий движения летательного аппарата при аэрогеофизической съемке / Гаракоев, А.М., Гладышев, А.И. // Проблемы управления.- 2023.- № 4.- С. 38-47.
- [Гаракоев, Мойланен, 2018] Управление процессом аэрогеофизической съемки с помощью системы ЭКВАТОР / Гаракоев, А.М., Мойланен, Е.В. // Материалы 15-й Всероссийской школы-конференции молодых ученых «Управление большими системами» (УБС'2018, Воронеж). Воронеж: Воронежский государственный технический университет. Т. 2.- 2018.- С. 13-17.
- [Гаракоев, Тхоренко, 2019] Алгоритм управления летательным аппаратом при выполнении аэрогеофизической съемки / Гаракоев, А.М., Тхоренко М.Ю. // Труды 16-й Всероссийской школы-конференция молодых ученых «Управление большими системами» (УБС'2019, Тамбов). Тамбов: Издательский центр ФГБОУ ВО "ТГТУ".- 2019.- С. 258-261.
- [Генике, Побединский, 2004] Глобальные спутниковые системы определения местоположения и их применение в геодезии / Генике А.А., Побединский Г.Г. // М.: Картгеоцентр – Геодезиздат.- 2004.- 355 с.
- [Жодзишский, Пухватов, 2010] Повышение эффективности выполнения аэрогеофизических исследований / Жодзишский, П.Ю., Пухватов, В.А. // Геопрофи.- 2010.- № 2.- с. 23-25.
- [Ильина, 1983] Формирование советской школы разведочной геофизики / Ильина, Т.Д. // М.: Наука.- 1983.- 216 с.
- [Инструкция, 1977] Техническая инструкция по аэрогамма-спектрометрической

съемке / Министерство геологии СССР // М.: Мин. Гео. СССР.- 1977.- 221 с.

[Инструкция, 1981] Инструкция по магниторазведке (наземная магнитная съемка, аэромагнитная съемка, гидромагнитная съемка) / Министерство геологии СССР // Л.: Недра.- 1981.- 263 с.

[Инструкция, 1984] Инструкция по электроразведке: Наземная электроразведка, скважинная электроразведка, шахтно-рудничная электроразведка, аэроэлектроразведка, морская электроразведка / Министерство геологии СССР // Л.: Недра.- 1984.- 352 с.

[Каршаков и др., 2022] Формирование директорного индекса на пилотажном приборе при выполнении аэрогеофизической съемки / Каршаков, Е.В., Шевченко, А.М., Гаракоев, А.М. // Навигация и управление летательными аппаратами.- 2022.- вып. 37.- С. 2-16.

[Каршаков, 2012] Особенности алгоритмов управления летательным аппаратом при аэросъемке / Каршаков, Е.В. // Проблемы управления.- 2012.- № 3.- с. 71-76.

[Каршаков, Гаракоев, 2022] Решение задач быстрогодействия при построении алгоритмов управления движением вдоль фрагментарной траектории / Каршаков, Е.В., Гаракоев, А.М. // Труды 18-ой Всероссийской школы-конференции молодых ученых «Управление большими системами» (УБС'2022, Челябинск). Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ.- 2022.- С. 463-468.

[Корчемный, 1986] Психология летного обучения / Корчемный, П.А. // М.: Воениздат.- 1986.- 136 с.

[Логачев, 1936] Опыт магнитной съемки с самолета / Логачев, А.А. // Разведка недр.- 1936.- № 17.- с. 40-41.

[Марков, 1887] Некоторые примеры решений специального класса задач на наибольших и наименьших количествах / Марков, А.А. // Сообщ. Харьковск. мат. общ.- 1887.- т. 1.- с. 250-276.

- [Могилевский и др., 2006] Внедрение аэрогравиметрии в практику геофизических работ / Могилевский, В.Е., Каплун, Д.В., Павлов, С.А., Камков, А.Н. // Разведка и охрана недр.- 2006.- № 5.- с. 32-35.
- [Мойланен и др., 2017] Аэрогеофизическая съемка республики Руанды (26 000 км<sup>2</sup>) с помощью системы ЭКВАТОР / Мойланен, Е.В., Гаракоев, А.М., Каршаков, Е.В. // Материалы 10-й Международной конференции «Управление развитием крупномасштабных систем» (MLSD'2017, Москва). М.: ИПУ РАН.- 2017.- С. 154-157.
- [Новожилов, 1995] Фракционный анализ / Новожилов, И.В. // М.: изд-во мех-мат ф-та МГУ.- 1995.- 224 с.
- [Пацко, Федотов, 2018] Множество достижимости в момент для машины Дубинса в случае одностороннего поворота / Пацко, В.С., Федотов, А.А. // Тр. ИММ УрО РАН.- 2018.- т. 24, № 1.- с. 143-155.
- [Пешехонов и др., 2017] Современные методы и средства измерения параметров гравитационного поля Земли / Пешехонов, В.Г., Степанов, О.А., Августов, Л.И., Блажнов, Б.А., Болотин, Ю.В., Вершовский, А.К., Витушкин, Л.Ф., Вязьмин, В.С., Гайворонский, С.В., Голован, А.А., Евстифеев, М.И., Емельянцева, Г.И., Железняк, Л.К., Конешов, В.Н., Краснов, А.А., Михайлов, Н.В., Михайлов, П.С., Моторин, А.В., Непоклонов, В.Н., Носов, А.С., Парусников, Н.А., Погорелов, В.В., Смоллер, Ю.Л., Соколов, А.В., Соловьев, В.Н., Степанов, А.П., Торопов, А.Б., Цодокова, В.В., Челпанов, И.Б., Элисон, Л.С., Юрист, С.Ш., Яшникова, О.М. // СПб.: ГНЦ РФ АО "Концерн "ЦНИИ "Электроприбор".- 2017.- 390 с.
- [Поляк и др., 2019] Математическая теория автоматического управления / Поляк, Б.Т., Хлебников, М.В., Рапопорт, Л.Б. // М.: ЛЕНАНД.- 2019.- 504 с.
- [Пупков, Устюжанин, 2003] Идентификация и оценка обученности в динамических человеко-машинных системах / Пупков, К.А., Устюжанин,

А.Д. // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана.- 2003.- 4 (53).- С. 95-103.

[Сарайский, Алешков, 2010] Аэронавигация. Часть 1. Основы навигации и применение геотехнических средств / Сарайский, Ю.Н., Алешков, И.И. // СПб.: СПбГУ ГА.- 2010.- 302 с.

[Серапинас, 2002] Глобальные системы позиционирования / Серапинас, Б.Б. // М.: ИКФ "Каталог".- 2002.- 106 с.

[Сильвестров и др., 1986] Автоматизация управления летательными аппаратами с учетом человеческого фактора / Сильвестров, М.М., Козирова, Л.М., Пономаренко, В.А. // М.: Машиностроение.- 1986.- 184 с.

[Тригубович и др., 2017] Комплексная технология навигационного и геодезического обеспечения аэромагнитных исследований / Тригубович, Г.М., Шевчук, С.О., Косарев, Н.С., Никитин, В.Н. // Гироскопия и навигация.- 2017.- № 1.- с. 93-107.

[Тхоренко и др., 2019] Анализ работы аэроэлектроразведочных систем с различной геометрией на материалах геофизических съемок в зоне центрально-африканского разлома / Тхоренко, М.Ю., Мойланен, Е.В., Гаракоев, А.М. // Труды 16-й Всероссийской школы-конференция молодых ученых «Управление большими системами» (УБС'2019, Тамбов). Тамбов: Издательский центр ФГБОУ ВО "ТГТУ".- 2019.- С. 244-248.

[Тхоренко, Гаракоев, 2019] Модель вторичного электромагнитного поля в системах аэроэлектроразведки с учетом конечности размеров источника / Тхоренко, М.Ю., Гаракоев, А.М. // Труды 16-й Всероссийской школы-конференция молодых ученых «Управление большими системами» (УБС'2019, Тамбов). Тамбов: Издательский центр ФГБОУ ВО "ТГТУ".- 2019.- С. 239-244.

[Шевченко и др., 2010] Технология проектирования высокоэффективных систем управления полетом / Шевченко, А.М., Борисов, В.Г., Начинкина, Г.Н. // М.: ИПУ РАН.- 2010.- 83 с.

[Шевчук, Лыско, 2021] Отображение навигационной информации при

выполнении пилотируемых съемочных работ / Шевчук С.О., Лыско О.Н. // Вестник Сибирского государственного университета путей сообщения.- 2021.- 2.- С. 70-77.

[Шмидт, Хьюстон, 2012] Программирование сетевых приложений на C++: Том 1 / Шмидт, Д., Хьюстон, С. // М.: Бином.- 2012.- 302 с.

[AGNAV] AGNAV Navigation Systems / <https://www.agnav.com/>

[Bui et al., 1994] The Shortest path synthesis for non-holonomic robots moving forwards: / Bui, X.-N., Souères, P., Boissonnat, J.-D., and Laumond, J.-P. // Research Report RR-2153, INRIA.- 1994.- 39 p.

[Bui, 1994] Shortest path synthesis for Dubins non-holonomic robot / Bui X.-N. // Proceedings of the 1994 IEEE International Conference on Robotics and Automation.- 1994.- P. 2-7.

[CCNS-5] Computer Controlled Navigation System / <https://www.igi-systems.com/ccns-5.html>

[Chen, 2020] On Dubins paths to a circle / Chen Z. // Automatica.- 2020.- Vol. 117.- P. 108996.

[Chen, Shima, 2019] Shortest Dubins paths through three point / Chen Z. and Shima T. // Automatica.- 2019.- Vol. 105.- P. 368-375.

[Choi, 2014] Time-Optimal Paths for a Dubins Car and Dubins Airplane with an Unidirectional Turning Constraint / Choi, H. // PhD Thesis, The University of Michigan.- 2014.- 134 p.

[DAQNAV] 3D Navigation - Data Acquisition - Aeromagnetic Compensation / [https://shageophysics.com/daqnav.html#js\\_\\_scroll-to-section-system-overview](https://shageophysics.com/daqnav.html#js__scroll-to-section-system-overview)

[Dubins, 1957] On Curves of Minimal Length with a Constraint on Average Curvature and with Prescribed Initial and Terminal Positions and Tangents / Dubins, L.E. // American Journal of Mathematics.- 1957.- vol. 79, iss. 3.- pp. 497-516.

[Eichner and Heinemann, 1993] The Ashtech AV-12 (Eagle) General Aviation Receiver / Eichner, J.-M., and Heinemann, P. // Proceedings of the 6th

International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation, Salt Lake City, UT, September 1993.- 1993.- p. 975-977.

[Frolík, Rajchl, Stodola, 2021] Numerical Experiment on Optimal Control for the Dubins Car Model / Frolík S., Rajchl M., Stodola M. // Lecture Notes in Computer Science.- 2021.- Vol. 12619.- .

[GT3] Аэрогравиметрия / <https://aerogeo.ru/gravimetriya/>

[Hamidreza and LaValle, 2007] Time-optimal paths for a Dubins airplane / Hamidreza C. and S. M. LaValle // 2007 46th IEEE Conference on Decision and Control.- 2007.- P. 2379-2384.

[Hanna, 1990] Some historical notes on early magnetic surveying / Hanna, W.F. // Geologic Applications of Modern Aeromagnetic Surveys. United States Geological Survey Bulletin 1924.- 1990.- pp. 63-73.

[Hess, 1979] Structural model of the adaptive human pilot / Hess, R. // Journal of Guidance and Control.- 1979.- .- p. 416-423.

[Hess, 1981] Pursuit Tracking and Higher Levels of Skill Development in the Human Pilot / Hess, R. // IEEE Transactions on Systems Man and Cybernetics.- 1981.- 11(4).- p. 262-273.

[Jha, Chen, Shima, 2020] On shortest Dubins path via a circular boundary / Jha B., Chen Z. and Shima T. // Automatica.- 2020.- Vol. 121.- P. 109192.

[Jha, Chen, Shima, 2021] Shortest Bounded Curvature Trajectory Via A Moving Circle: Theory and Application / Jha B., Chen Z. and Shima T. Y. // AIAA SCITECH 2022 Forum. — San Diego, CA & Virtual : AIAA.- 2021.- .

[Jones et al., 2016] An Avionics Platform for Multi-instrument Survey Navigation / Jones, D.H., Jordan, T.A., and Robinson, C. // The Journal of Navigation.- 2016.- vol. 69, issue 5.- pp. 927-939.

[Karshakov et al., 2020] Formation of a director index to assist the pilot in conducting airborne geophysical survey / Karshakov, E.V., Shevchenko, A.M., Garakoev, A.M. // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering -

- International Workshop on Navigation and Motion Control (NMC 2020).- 2020.- P. 012015 (1-10).
- [Kaya, 2017] Markov–Dubins Path via Optimal Control Theory / Kaya, C.Y. // Comput. Optim. Appl.- 2017.- vol. 68.- p. 719-747.
- [Kumar et al., 2023] The Weighted Markov-Dubins Problem / Kumar, D.P., Darbha, S., Manyam, S.G. and Casbeer, D. // IEEE Robotics and Automation Letters.- 2023.- vol. 8, no. 3.- pp. 1563-1570.
- [Kurdjukov et al., 1998] Energy approach to flight control / Kurdjukov, A.P., Nachinkina, G.N., and Shevchenko, A.M. // IAA Conf. Navigation, Guidance, AAIA Paper 98-4211 .- 1998.- p. 543-553.
- [MATLAB] System Identification Toolbox / <https://www.mathworks.com/help/ident/>
- [McRuer and Krendel, 1959] The human operator as a servo system element / McRuer, D.T., and Krendel, E.S. // Journal of the Franklin Institute.- 1959.- 267(6).- P. 511-536.
- [McRuer et al., 1965] Human Pilot Dynamics in Compensatory Systems: Theory, Models and Experiments with Controlled Element and Forcing Function Variations / McRuer, D., Graham, D., Krendel, E., and Reisner, W.Jr. // AFFDL–TR–65–15.- 1965.- 194 p.
- [McRuer, Krendel, 1974] Mathematical models of human pilot behavior / McRuer, D., and Krendel, E. // AGARD AGD–188.- 1974.- 72 p.
- [Moilanen et. al., 2019] Airborne Geophysical Technologies as a Basis for Diamond Field Prognoses in Regional and State Scale / Moilanen, E.V., Pavlov, B.V., Karshakov, E.V., Volkovitsky, A.K., Garakoev, A.M. // Proceedings of the 12th International Conference "Management of Large-Scale System Development" (MLSD). M.: IEEE.- 2019.- P. 8911014 (1-4).
- [Nguyen et al., 2023] An Optimal Smooth-Path Motion Planning Method for a Car-like Mobile Robot / Nguyen, T.K., Pham, D.H., Nguyen, Q.C., Hoang, H., and Duc, T.T. // Journal of Technical Education Science.- 2023.- No. 75A.- pp. 20-30.

- [Pecsvaradi, 1972] Optimal horizontal guidance law for aircraft in the terminal area / Pecsvaradi T. // IEEE Transactions on Automatic Control.- 1972.- Vol. 17.- P. 763-772.
- [Poupkoff, 1974] The optimization of connection between Human and techniques in Man—Machine Systems / Poupkoff, K. // Preprints of JFAC-JFORS Symposium (Varna, Bulgaria, 8—11 oct. 1974).- 1974.- P. 419-426.
- [Robuffo-Giordano and Vendittelli, 2006] The minimum-time crashing problem for the Dubins' car / Robuffo-Giordano, P., and Vendittelli, M. // IFAC Proceedings Volumes.- 2006.- 39, Issue 15.- P. 580-585.
- [TNL1000] TNL 1000 GPS Receiver Installation and Checkout Manual / Trimble // Trimble Navigation Avionics Division.- 1995.- 62 p.
- [Tohidi and Yildiz, 2022] A Control Theoretical Adaptive Human Pilot Model: Theory and Experimental Validation / Tohidi, S., and Yildiz, Y. // IEEE Transactions on Control Systems Technology.- 2022.- 30(6).- p. 1-13.

# ПРИЛОЖЕНИЕ 1. Алгоритм расчета допустимого радиуса разворота

Случай  $y_3^0 > 0$ .

Рассмотрим равнобедренный треугольник  $ABC$  (рис. П1.1):  $AH$  – высота, угол  $ACH$  равен углу курса  $y_3^0$ , так как треугольники  $ADH$  и  $CDA$  подобны, как прямоугольные с общим углом  $D$ . Искомая величина  $\tilde{R} = AC = BC$ . Тогда, согласно схеме на рисунке П1.1, в треугольнике  $ACH$  сторону  $AH$  с одной стороны можно записать как  $\tilde{R} \cos y_3^0$ , а с другой – как  $\tilde{R} - (D_{max} - y_2^0)$ . Отсюда  $\tilde{R} \cos y_3^0 = \tilde{R} - (D_{max} - y_2^0)$ . Следовательно  $\tilde{R}(1 - \cos y_3^0) = D_{max} - y_2^0$ . В результате

для случая  $y_3^0 > 0$  радиус допустимого разворота равен  $\tilde{R} = \frac{(D_{max} - y_2^0)}{(1 - \cos y_3^0)}$ .

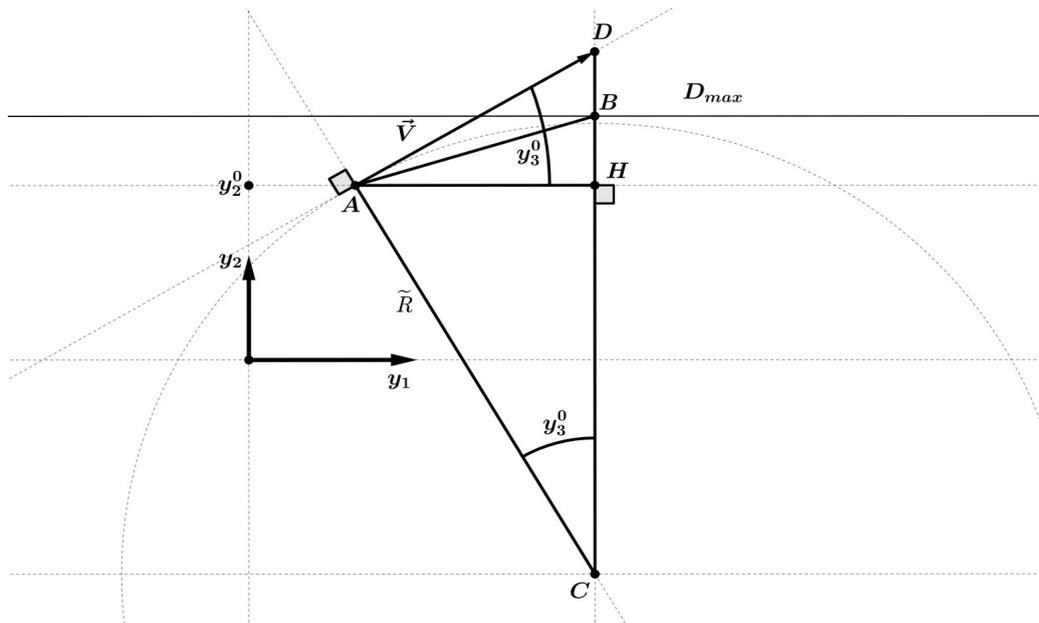


Рисунок П1.1. Схема к Алгоритму 2 ( $y_3^0 > 0$ ).

Случай  $y_3^0 < 0$ .

Аналогично, согласно схеме на рисунке П1.2, можно определить радиус допу-

стимого разворота для случая  $y_3^0 < 0$ :  $\tilde{R} = \frac{(y_2^0 - D_{max})}{(1 - \cos y_3^0)}$ .

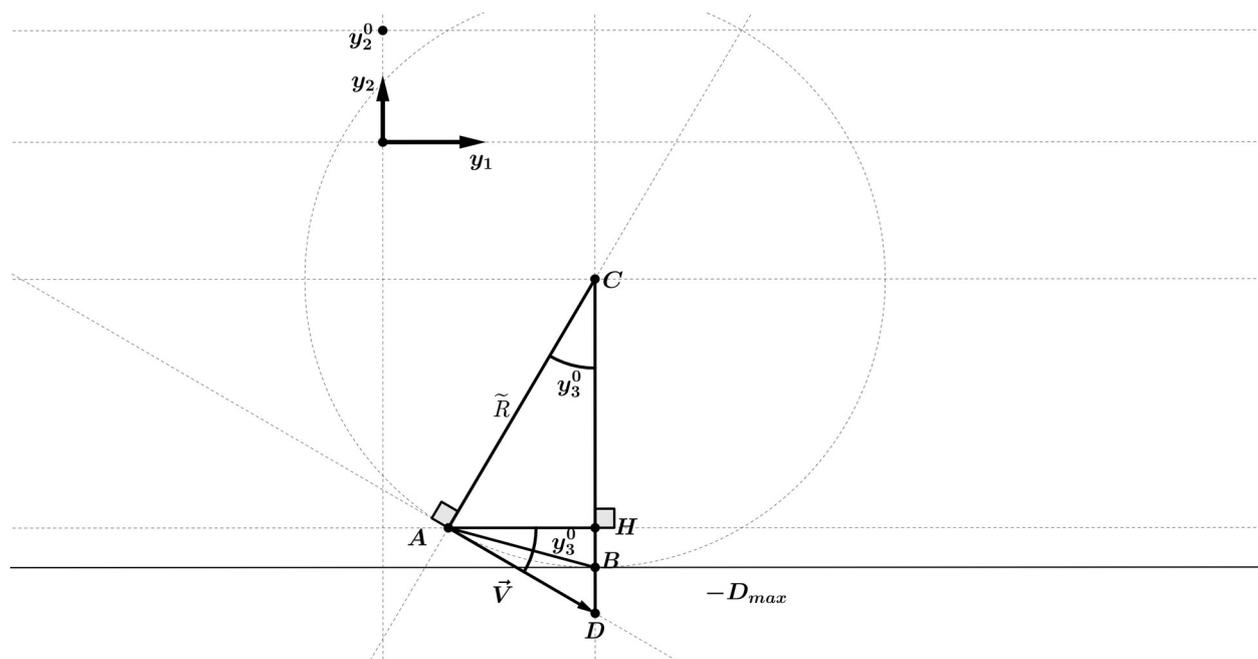


Рисунок П1.2. Схема к Алгоритму 2 ( $y_3^0 < 0$ ).

## ПРИЛОЖЕНИЕ 2. Акты внедрения результатов работы



ООО «Геотехнологии»  
ИНН 7702390266 КПП 770201001 Р/с 40702810300000242910  
АО "Райффайзенбанк" г. Москва  
Кор. сч. 3010181020000000700, БИК 044525700

141540, Московская обл., Солнечногорский район,  
п. Поварово, ул. Юбилейная, д.21, тел.: +7 499 344 04 24  
[info@geotechnologies.ru](mailto:info@geotechnologies.ru)

Исх. № 15-12/2024-1 от 15 февраля 2024 г.

**Акт о внедрении результатов диссертационной работы «Разработка математического и алгоритмического обеспечения системы информационной поддержки пилота в процессе аэрогеофизической съемки» на соискание ученой степени кандидата технических наук Гаракоева Амира Мусаевича**

Результаты диссертационной работы Гаракоева А.М. были использованы в структуре вертолетного аэрогеофизического комплекса ЭКВАТОР, включающего магнитометр, гамма-спектрометр, комбинированную электроразведочную систему и в структуре самолетного аэрогеофизического комплекса ГТ-МАГ, включающего магнитометр, гамма-спектрометр.

Программный комплекс информационной поддержки пилота на режимах аэрогеофизической съемки для самолетов (Ан-2, L410) и вертолетов (Eurocopter AS350B3, AS350B2, EC145, Ми-8), реализованный в пакете NAVDAT, позволил эффективно выполнить аэрогеофизические работы на Камчатке, в Хабаровском крае, в республике Саха-Якутия, в республике Тыва, в Хорватии и Италии.

Алгоритмы настройки параметров системы информационной поддержки с использованием информации о конкретных динамических характеристиках системы «летательный аппарат + пилот» обеспечили минимальное боковое отклонение при прохождении маршрутов съемки: среднее квадратическое значение ошибки бокового отклонения составляет 2,3 м. Выполнение захода на следующий маршрут занимает в среднем от одной до полутора минут.

Исполняющий обязанности

генерального директора



М.В. Корбаков



Общество с ограниченной ответственностью  
**«АВИА-МАЙ»**  
664009 г. Иркутск, ул. Ширямова, 10Б, офис 401  
e-mail: avia-may15@yandex.ru Тел. +7 (3952) 628-853  
ОГРН 1153850026505 ИНН/КПП 3811042173/381101001  
р/с 40702810918350006566 к/с 30101810900000000607  
БИК 042520607 Байкальский банк СБЕРБАНКА РОССИИ г. Иркутск

**Акт о внедрении результатов диссертационной работы «Разработка математического и алгоритмического обеспечения системы информационной поддержки пилота в процессе аэрогеофизической съемки» на соискание ученой степени кандидата технических наук Гаракоева Амира Мусаевича**

Результаты диссертационной работы Гаракоева А.М. были неоднократно использованы при выполнении съемочных работ на борту вертолета Eurocopter AS350B3 при выполнении аэросъемочных работ с буксируемой системой ЭКВАТОР в Якутии, Иркутской области, республике Тыва, Хабаровском крае.

Математическое и алгоритмическое обеспечение системы информационной поддержки пилота при выполнении аэрогеофизической съемки на вертолете Eurocopter AS350B3, реализованные в пакете NAVDAT, позволили обеспечить высокую производительность съемки без избыточных нагрузок на пилота. Методы и алгоритмы информационной поддержки пилота при управлении движением в горизонтальной плоскости в режиме заход обеспечили возможность выполнять заход на очередной маршрут в течение 1 – 1,5 минуты.

Генеральный директор



А.А. Блажаюк



МИНИСТЕРСТВО ПРИРОДНЫХ РЕСУРСОВ И ЭКОЛОГИИ  
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО НЕДРОПОЛЬЗОВАНИЮ  
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ  
«ВСЕРОССИЙСКИЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ  
ГЕОЛОГИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ ИМ. А. П. КАРПИНСКОГО»

**НОРИЛЬСКИЙ ФИЛИАЛ**

Ленинский пр., 21А, г. Норильск,  
Красноярский край, 663300

Телефон: (3919) 46-83-49  
Факс: (3919) 46-83-49  
E-mail: nf@vsegei.ru

**АКТ**

**О внедрении результатов диссертационной работы «Разработка математического и алгоритмического обеспечения системы информационной поддержки пилота в процессе аэрогеофизической съемки» на соискание ученой степени кандидата технических наук Гаракоева Амира Мусаевича**

Результаты, полученные А.М. Гараковым, на постоянной основе внедрены в аэросъемочный процесс, из года в год выполняемый Норильским филиалом ФГБУ «ВСЕГЕИ». Математическое и алгоритмическое обеспечение системы информационной поддержки пилота при выполнении аэрогеофизической съемки, составляющие основу навигационной части программы NAVDAT, успешно применяются нами на вертолетах Ми-8, Eurocopter AS350, а также на самолетах Ан-3, Cessna-172.

Отдельно хочется отметить работу алгоритмов информационной поддержки пилота при управлении движением в вертикальной плоскости, которые позволяют обеспечить требования технического задания по генеральному обтеканию рельефа при выполнении аэросъемки гиперспектральной камерой.

Директор, к.г.-м.н.

Ф.Д. Лазарев