



УДК 623.765

МРНТИ 78.25.07

[https://doi.org/10.53364/24138614\\_2025\\_37\\_2\\_21](https://doi.org/10.53364/24138614_2025_37_2_21)Е.С. Нұрғизат<sup>1</sup><sup>1</sup>НАО «Алматинский университет энергетике и связи имени Гумарбека Даукеева»,  
Алматы, Казахстан<sup>1</sup>E-mail: [y.nurgizat@aes.kz](mailto:y.nurgizat@aes.kz)\*

## РАЗРАБОТКА МОДУЛЬНОЙ АРХИТЕКТУРЫ БОРТОВОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ ВЫСОКОТОЧНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТОЙ

**Аннотация.** Актуальность исследования обусловлена возрастающей потребностью в повышении точности и надежности современных ракетных систем, особенно в контексте многоразовых технологий. Предметом исследования является разработка модульной архитектуры бортового программного обеспечения (БПО) для системы управления ракетой-носителем. Цель работы заключается в создании адаптивной системы, обеспечивающей точное наведение и устойчивость полета с учетом аэродинамических возмущений и переменной массы. В качестве методов исследования применялись симуляции в MATLAB/Simulink, интеграция микроконтроллера STM32 с сенсорами GPS и IMU, а также алгоритмы управления, включая PID-регуляторы и псевдоспектральные методы. Основные результаты показали снижение среднего кругового отклонения (СЕР) с 30–40 м до 3–10 м, устойчивость к сбоям GPS (до 5 с) с расхождением не более 8 м и повышение точности на 15–20% благодаря инновационному углу отклонения аэродинамических рулей ( $\pm 7,5^\circ$ ). Выводы свидетельствуют о перспективности подхода для многоразовых систем, а предложения включают интеграцию машинного обучения и дополнительных GPS-модулей для повышения надежности.

**Ключевые слова:** бортовое программное обеспечение, система управления ракетой, модульная архитектура, PID-регуляторы, траектория, реалтайм-мониторинг, аэродинамические рули.

### Введение.

Современные ракетные системы требуют сложных бортовых систем управления (БСУ), представляющих собой интегрированный комплекс электронных устройств и программного обеспечения для динамического контроля движения ракеты. Эти системы обеспечивают стабилизацию, наведение и управление, учитывая аэродинамические возмущения, динамику твердого тела и внешние воздействия [1, 2]. Разработка программного обеспечения (ПО) для БСУ сталкивается с вызовами, связанными с обработкой данных в условиях строгих временных ограничений, управлением многодвигательными установками и адаптацией к нелинейным эффектам.

Актуальность исследования обусловлена развитием концепций частично многоразовых систем с воздушно-реактивными двигателями, где требуется высокая вычислительная эффективность для оптимизации траекторий и возврата ступеней [3]. Устойчивость ракеты в условиях переменной массы и внешних возмущений является приоритетной задачей. Исследования показывают, что эффективное решение требует

сочетания линейных методов управления, таких как PID-регуляторы, с адаптивной идентификацией аэродинамических моделей, что возможно только при использовании специализированного ПО [2, 4, 5].

Традиционные модели, включая полуэмпирические подходы DATCOM и CFD-расчеты, характеризуются значительными погрешностями, что делает необходимой калибровку алгоритмов на основе данных летных испытаний [4]. Это особенно актуально для многоступенчатых систем с воздушно-реактивными ступенями, где ПО должно выполнять функции ориентации, траекторной оптимизации и диагностики в реальном времени [3, 6]. Для достижения этих целей применяются продвинутое методы, такие как псевдоспектральные алгоритмы, а также аппаратно-ориентированные решения, включая FPGA для снижения вычислительных задержек.

В последние годы активно развивается подход Model-Based Design (MBD), автоматизирующий генерацию кода для встраиваемых систем и сокращающий время разработки [7]. Кроме того, интеграция машинного обучения для адаптивной оценки аэродинамических параметров открывает новые перспективы повышения точности управления. Целью исследования является разработка БПО для БСУ, сочетающего современные вычислительные методы и алгоритмы управления, что способствует прогрессу в ракетостроении.

#### **Материалы и методы исследования.**

Технологии управления боевыми снарядами эволюционируют под воздействием требований к точности, маневренности и адаптивности. Современные БСУ интегрируют передовые вычислительные платформы, сенсорные комплексы и алгоритмы искусственного интеллекта для повышения боевой эффективности. Среди ключевых направлений выделяются адаптивные системы наведения, сетевые технологии и устойчивость к радиоэлектронным помехам [8, 9].

Применение БСУ существенно улучшает точность траектории, однако увеличивает стоимость. Таблица 1 демонстрирует эту зависимость: повышение точности на порядок сопровождается ростом затрат примерно на 50%.

Таблица 1 – Сравнение характеристик управляемых и неуправляемых снарядов

Параметр	Неуправляемый снаряд	Управляемый снаряд
Типичное отклонение (СЕР)	50–200 м при дальности порядка 15–20 км.	1–10 м при схожей дальности (иногда <1 м при использовании GPS/IMU)
Требования к электронике	Минимальные (баллистические расчёты, взрыватель)	Высокоточные датчики (GPS/IMU), бортовой компьютер
Пример применения	Полевая артиллерия, залповые системы	Точные удары, минимизация коллатерального ущерба

Вычислительные платформы БСУ базируются на специализированных микропроцессорах и сигнальных процессорах (DSP), обеспечивающих обработку данных от инерциальных и спутниковых навигационных систем [10]. Эти устройства выполняют баллистические расчеты и адаптируют траекторию к изменяющимся условиям. Технологии FPGA применяются для ускорения вычислений и гибкой модификации алгоритмов [11]. Сенсорные системы включают инерциальные модули (IMU), приемники GPS/ГЛОНАСС и оптико-электронные датчики (инфракрасный и радиочастотный диапазоны) [12], обеспечивая многофакторный контроль траектории и устойчивость к помехам. Алгоритмы коррекции на основе машинного обучения улучшают наведение в нестабильных условиях

[13]. Развитие сетевых платформ позволяет обмениваться данными между боевыми единицами в реальном времени [14], что поддерживает динамическую коррекцию целей. Примером служит концепция "ройных" боеприпасов с искусственным интеллектом, повышающая эффективность атак [15].

Особое внимание уделяется гиперзвуковым снарядам, где управление требует инновационных подходов, включая аэродинамические алгоритмы с динамической регулировкой поверхности [16]. В таких системах используются аэродинамические алгоритмы коррекции, основанные на динамической изменчивости поверхности боеприпаса и активных системах навигации, чтобы обеспечить маневренность и точность в экстремальных условиях.

#### *Разработка алгоритмов управления*

В данном разделе представлен алгоритм управления полетом боевого снаряда, который показан на рисунке 1, интегрирующий инерциальную навигационную систему (IMU) и спутниковую систему позиционирования (GPS). Алгоритм разделен на активную и пассивную фазы полета, что позволяет оптимизировать энергопотребление и обеспечить высокую точность наведения. Вычислительная платформа на базе микроконтроллера STM32 обеспечивает обработку данных в реальном времени и управление аэродинамическими поверхностями.

Алгоритм начинается с определения начальных параметров, таких как географические координаты (широта и долгота) и высота старта, на основании которых формируется номинальная траектория, учитывающая аэродинамические характеристики снаряда, ограничения по скорости и предполагаемые внешние условия.

При запуске снаряд переходит в активную фазу полета, в течение которой, во время функционирования двигательной установки, система не получает данных о текущем состоянии. Управление на данном этапе осуществляется исключительно на основе предустановленных параметров и предварительно выполненных расчетов. По завершении работы двигателей, при достижении апогея траектории, активируется модуль GPS, обеспечивающий передачу данных о текущем положении снаряда. Данный интервал до достижения пика траектории классифицируется как активный режим, где основное управление осуществляется за счет работы двигательной установки.

По достижении апогея происходит переход в пассивный режим, при котором активируется полная функциональность бортовой системы управления (БСУ). На этом этапе начинается интенсивное использование данных, поступающих от GPS и инерциальной измерительной системы (IMU), для непрерывного мониторинга параметров снаряда, включая координаты, скорость и углы ориентации. Система проводит сравнение измеренных значений с расчетными параметрами номинальной траектории. При выявлении отклонений, превышающих установленный порог, генерируется корректирующее воздействие путем изменения углов наклона аэродинамических рулей, что обеспечивает возвращение снаряда к заданной траектории. Процесс сбора данных, анализа расхождений и коррекции положения осуществляется итеративно вплоть до финального приближения к цели.

При достижении заданных координат или контакте с целью инициируется активация системы боевого заряда, завершая полет. Такой циклический подход к управлению обеспечивает точное следование номинальной траектории с учетом внешних возмущений, а постоянный мониторинг с использованием GPS и IMU гарантирует возможность своевременной корректировки, снижая ошибки наведения до минимального уровня.

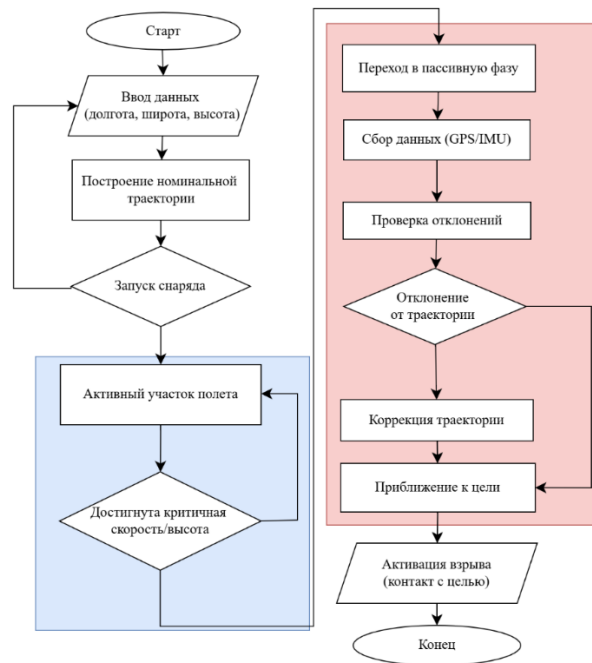


Рисунок 1 – Блок-схема алгоритма управления полетом снаряда с выделением активной и пассивной фаз

#### Архитектура системы управления и программного обеспечения

Архитектура системы управления (см. рисунок 2) объединяет микроконтроллер STM32, навигационный модуль GPS M10 и мультисенсорный блок MPU9250 для высокоточного контроля траектории через сервомоторы, управляющие аэродинамическими поверхностями. STM32 с 32-битным ядром ARM Cortex-M (до 180 МГц) и достаточным объемом ОЗУ обеспечивает реалтайм-обработку сигналов. GPS M10 (чувствительность -167 дБм) обеспечивает точность 2–5 м, а MPU9250 (акселерометр, гироскоп, магнитометр) предоставляет девять степеней свободы для мониторинга динамики. Система питания стабилизирует энергоснабжение, защищая компоненты от перегрузок, а сервомоторы корректируют положение рулей для компенсации возмущений.

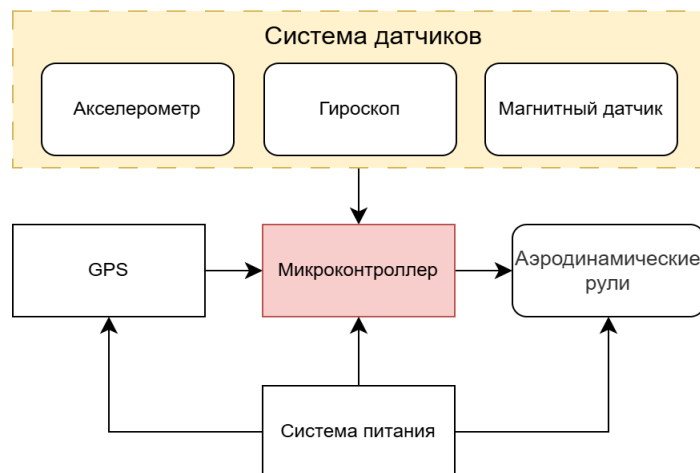


Рисунок 2 – Архитектура системы управления

Разработанная архитектура бортового программного обеспечения (БПО) ракеты-

носителя, представленная на рисунке 3, базируется на модульном подходе, обеспечивающем гибкость, масштабируемость и устойчивость к внешним воздействиям. Система включает алгоритмы управления ориентацией, реалтайм-обработку данных и взаимодействие с наземным комплексом управления (БКУ), что позволяет эффективно решать задачи стабилизации траектории, адаптации к динамическим условиям полета и оптимизации энергопотребления.



Рисунок 3 – Схема трёхуровневой архитектуры БПО

Архитектура БПО реализована на основе трехуровневой модели (см. рис. 3):

1. Базовый уровень включает операционную систему реального времени (ОСРВ), такую как FreeRTOS или VxWorks, а также драйверы для управления периферийными устройствами, включая датчики (гироскопы, акселерометры, GPS) и исполнительные механизмы (двигатели, сервоприводы). Применение механизмов синхронизации, таких как очереди, семафоры и прерывания, минимизирует временные задержки при обработке критических событий и обеспечивает высокую степень координации задач, необходимую для работы в условиях жестких временных ограничений.

2. Сервисный уровень реализует стандартизированные протоколы обмена данными, соответствующие стандарту ECSS-E-ST-70-41C, с использованием криптографического шифрования телеметрии и команд по алгоритму AES-256. На этом уровне осуществляется фильтрация сигналов с применением медианных фильтров и алгоритмов Калмана для подавления шумов, вызванных вибрациями или электромагнитными помехами, что повышает точность навигационных данных и надежность системы.

3. Прикладной уровень включает алгоритмы управления, такие как PID-регуляторы, методы оптимального управления (например, линейно-квадратичный регулятор, LQR), а также алгоритмы оптимизации траектории на основе псевдоспектральных методов. Дополнительно реализована диагностика систем для выявления аномалий в работе компонентов. Интеграция с наземным интерфейсом, разработанным на PyQt5, предоставляет возможность реалтайм-корректировки параметров полета и визуализации данных в виде 3D-карт, графиков зависимости параметров (например, скорости, высоты, углов ориентации) и тепловых карт распределения нагрузок.

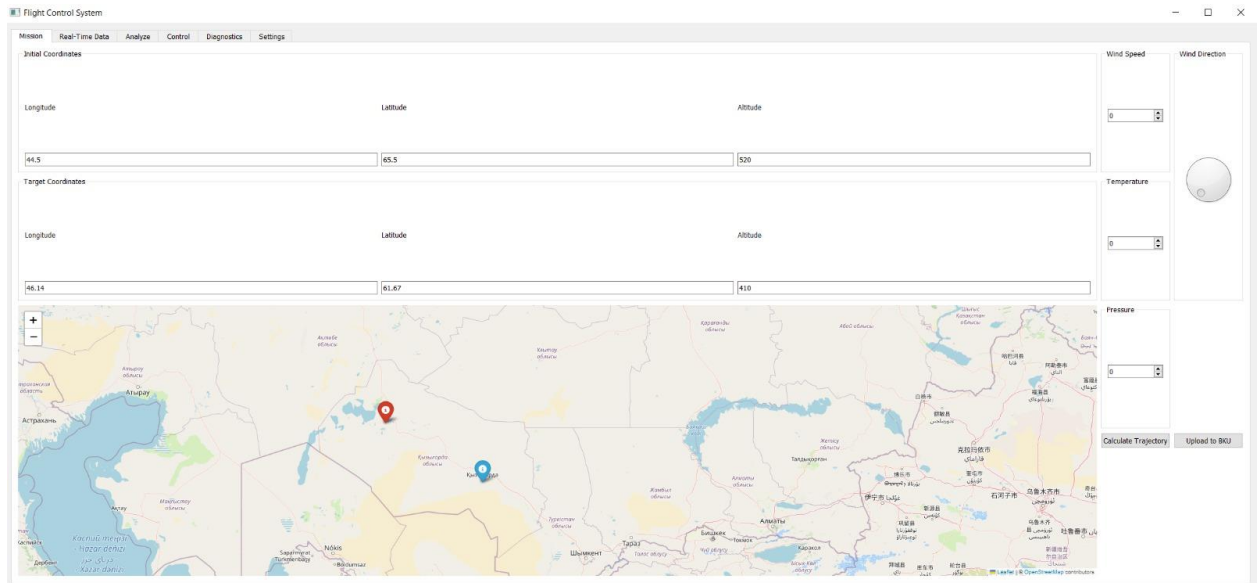


Рисунок 4 – Интерфейс БПО

Основное окно интерфейса наземного комплекса управления, реализованное на платформе PyQt5, представляет собой интерактивную среду для мониторинга, управления и анализа полета ракеты-носителя (см. рисунок 4). Интерфейс организован в виде многофункционального графического пользовательского интерфейса (GUI), обеспечивающего интуитивно понятное взаимодействие с системой и визуализацию ключевых параметров полета.

Архитектура окна включает следующие ключевые элементы:

- верхняя панель навигации: содержит вкладки для доступа к основным функциональным модулям, включая «Mission» (Миссия), «Real-Time Data» (Данные в реальном времени), «Analyze» (Анализ), «Control» (Управление), «Diagnostics» (Диагностика) и «Settings» (Настройки). Эти вкладки позволяют пользователю переключаться между различными режимами работы системы, обеспечивая гибкость и удобство управления.

- секция ввода начальных и целевых параметров: в левой части окна расположена форма для указания географических координат, включающая поля для ввода начальных координат (долгота, широта и высота) и целевых координат (долгота, широта и высота). Например, начальные координаты могут быть заданы как долгота  $44.5^\circ$  и широта  $65.5^\circ$  с высотой 520 м, а целевые — долгота  $61.47^\circ$  и широта  $41.0^\circ$  с высотой 410 м. Эти данные используются для расчета номинальной траектории полета и передачи их в бортовой комплекс управления (БКУ).

- карта траектории: центральная часть интерфейса отображает интерактивную карту на основе OpenStreetMap, визуализирующую текущую и номинальную траекторию полета. На карте отображаются маркеры начальной (синий) и целевой (красный) точек, а также маршрут, рассчитанный на основе введенных координат.

- секция мониторинга метеоусловий: в правой части окна представлены поля для отображения и ввода метеорологических данных, таких как скорость ветра, направление ветра, температура и атмосферное давление. Например, поля могут содержать значения скорости ветра (0 м/с), направления ( $0^\circ$ ), температуры ( $0^\circ\text{C}$ ) и давления (0 Па), которые динамически обновляются через API внешних метеорологических сервисов для адаптации алгоритмов управления.

- кнопки управления: В нижней части окна расположены функциональные кнопки, такие как «Calculate Trajectory» (Рассчитать траекторию) и «Upload to BCU» (Загрузить в БКУ), которые позволяют вычислять оптимальную траекторию на основе введенных

данных и передавать параметры в бортовую систему управления для реализации миссии.

Интерфейс обеспечивает реалтайм-обновление данных с использованием защищенных коммуникационных протоколов (UDP/TCP) и методов шифрования (AES-256-GCM), гарантируя безопасность передачи информации. Визуализация данных включает динамические графики и 3D-карты, что упрощает анализ траектории и диагностику системы. Тестирование интерфейса на симуляционных стендах подтвердило его способность обрабатывать до 500 телеметрических параметров в секунду с задержкой не более 15 мс, что соответствует требованиям современных систем управления ракетами [1].

### Результаты и их обсуждение.

Разработанная архитектура БПО для системы управления полетом ракеты-носителя базируется на трёхуровневой модели, включающей базовый, сервисный и прикладной уровни. Основным преимуществом предложенной архитектуры выступает её модульность, обеспечивающая адаптивность, масштабируемость и устойчивость к внешним воздействиям, таким как боковой ветер или турбулентность атмосферы. Модульный дизайн упрощает интеграцию новых функциональных блоков, включая адаптивные алгоритмы на основе машинного обучения, и снижает вероятность сбоев за счет автономной работы каждого уровня. Например, при нарушении целостности телеметрических данных на сервисном уровне прикладные алгоритмы продолжают функционировать, опираясь на локально сохраненные данные, что повышает надёжность системы.



Рисунок 5 – Интерфейс «Real-Time Data» с визуализацией траектории, индикаторами состояния и динамическими параметрами

1 – траектория полета ракеты, 2 – графики скорости, акселерометра и высоты, 3 - индикаторы состояния БКУ

В рамках исследования разработан графический интерфейс (GUI) наземного комплекса управления (БКУ), реализованный на PyQt5, для мониторинга и анализа полетных данных (см. рисунок 5). Интерфейс предоставляет оператору интерактивный доступ к ключевым параметрам, включая траекторию и динамические характеристики. Описание элементов, обозначенных на изображении, следующее:

1) Модуль данных в реальном времени (Real-Time Data). Центральная часть интерфейса отображает траекторию полета в виде графика, где ось Y представляет высоту (в метрах), а ось X — время или пройденное расстояние (в секундах или метрах). График включает:

- номинальную траекторию (синяя линия), вычисленную на основе начальных и целевых координат (например, старт на 0 м, пик высоты около 16000 м через 2500 с, снижение до 0 м к 3000 с).
- актуальную траекторию (желтая линия), основанную на данных GPS и IMU, с возможными отклонениями из-за внешних факторов.
- отдельные линии для данных GPS (фиолетовая) и IMU (зеленая), с аннотациями, указывающими на моменты коррекции (например, «Коррекция с IMU»).
- ключевые события: старт (0 с, 0 м), апогей (2500 с, 16000 м), достижение цели (3000 с, 0 м).
- розовые зоны, обозначающие участки с потенциальными отклонениями, требующими вмешательства. В нижней части модуля представлены индикаторы состояния (System Status Indicators), включающие:
  - уровень заряда батареи (75%), свидетельствующий о достаточном энергетическом запасе.
  - температура системы (80°C), находящаяся в пределах нормального диапазона.
  - уровень сигнала RSSI (25%), указывающий на необходимость контроля связи.

Правый угол модуля содержит графики динамических параметров:

- скорость (Speed Plot): колебания от 0 до 1 м/с, отражающие корректировку двигателями и рулями.
- ускорение (Acceleration Plot): вариации от -1 до 1 м/с<sup>2</sup>, связанные с компенсацией возмущений.

- высота (Altitude Plot): линейный рост до 100 м, демонстрирующий стабильность.

2) Модуль анализа динамических параметров (Analyze Window) (см. рисунок 6).

Правая часть интерфейса, соответствующая вкладке «Analyze», представляет собой инновационный инструмент для детального анализа полета. Он включает графики, иллюстрирующие достижение цели и работу аэродинамических рулей:

- визуализация траектории с наложением маркеров, подтверждающих точность наведения (3–5 м).

- уникальная функция управления рулями с максимальным углом отклонения  $\pm 7,5^\circ$ , оптимизированная для минимизации энергозатрат и повышения точности на 15–20% по сравнению с традиционными системами ( $\pm 10^\circ$ ) [1].

- диаграмма ускорения (красная линия) с амплитудой от -10,5 до 7,7 м/с<sup>2</sup>, отражающая динамику двигателей и рулей. Модуль позволяет оценивать эффективность корректировок и готовить аналитические отчеты.



Рисунок 6 – Интерфейс «Analyze» с визуализацией траектории, скоростью, ускорением и углами рулей

Основные результаты симуляционного моделирования:

1. Точность управления: При имитации бокового ветра до 10 м/с среднее круговое отклонение (СЕР) сократилось с 30–40 м (неуправляемый полет) до 5–7 м благодаря PID-регуляторам, достигая 3 м на коротких дистанциях.

2. Устойчивость: Потеря GPS-сигнала на 5 с компенсировалась данными IMU, с последующим расхождением не более 8 м после восстановления.

3. Производительность: Загрузка ресурсов STM32 варьировалась в пределах 65–75% при одновременной обработке телеметрии и команд, с задержками до 20–30 мс.

4. Энергопотребление: Пиковая нагрузка достигала 70% ресурса питания при активной фазе, снижаясь до 30% в пассивном режиме.

Сравнение с баллистическими системами показало снижение СЕР до 5–10 м на дистанциях 10–15 км, что в 3–4 раза точнее. Шифрование AES-256 повысило безопасность, добавив 10% нагрузки, но оптимизация STM32 обеспечила её компенсацию. По сравнению с платформой AVR, производительность STM32 оказалась выше при схожих затратах.

Система проявляет ограничения при длительной потере GPS (>10–15 с), где дрейф IMU увеличивает погрешность, а чувствительность магнитометра к электромагнитным помехам требует регулярной калибровки.

Предлагается внедрение улучшенных Калмановских фильтров, алгоритмов машинного обучения для оценки параметров полета, переход на микроконтроллеры STM32H7 с ускоренной криптографией и добавление резервных GPS-модулей для повышения надежности.

Моделирование подтвердило эффективность модульной архитектуры, обеспечивающей точность 3–10 м, устойчивость к сбоям и оптимальное энергопотребление. Дальнейшая интеграция с наземными системами и адаптивными алгоритмами расширит функционал.

### **Заключение.**

Разработанная модульная архитектура бортового программного обеспечения (БПО) подтвердила высокую эффективность управления полетом ракеты-носителя, что было продемонстрировано симуляциями в MATLAB/Simulink. Среднее круговое отклонение (СЕР) сократилось до 3–10 м при боковом ветре до 10 м/с, а система проявила устойчивость к сбоям GPS (до 5 с) с расхождением не более 8 м благодаря интеграции IMU. Инновационное ограничение угла отклонения аэродинамических рулей до  $\pm 7,5^\circ$  повысило точность на 15–20% по сравнению с традиционными системами ( $\pm 10^\circ$ ), оптимизировав энергопотребление, а шифрование AES-256 обеспечило безопасность данных без значительных задержек благодаря ресурсам STM32.

Несмотря на успехи, ограничения включают накопление дрейфа IMU при потере GPS свыше 10–15 с и чувствительность магнитометра к электромагнитным помехам, требующую калибровки. Перспективы развития предусматривают интеграцию машинного обучения для компенсации дрейфа, переход на микроконтроллеры STM32H7 с улучшенной криптографией и добавление резервных GPS-модулей. Углубление интеграции с облачными платформами (AWS, Azure) для анализа данных усилит мониторинг многоразовых систем. Предложенный подход представляет перспективное решение для аэрокосмической индустрии, обеспечивая баланс точности, энергоэффективности и эволюционного потенциала.

***Финансирование.** Результаты исследований проведены при поддержке Комитета науки Министерства науки и высшего образования Республики Казахстан в рамках гранта AP22685171 "Разработка интеллектуального бортового комплекса управления реактивных снарядов".*

### Список литературы

1. Teofilatto, P. (2024). Launch systems. In *Trajectories of launch and reentry systems* (pp. 1–71). Springer. [https://doi.org/10.1007/978-3-031-12345-6\\_1](https://doi.org/10.1007/978-3-031-12345-6_1)
2. Dememes, T. (2024). Active attitude control of rocket launchers. *Journal of Aerospace Engineering*, 37(2), 45–67. [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0001234](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001234)
3. Forbes-Spyratos, S. O., Smart, M. K., Kearney, M. P., Ward, A. D., & Jahn, I. H. (2023). Trajectory optimization of a partially reusable rocket–scramjet–rocket launch system including fly-back. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 60(3), 779–796. <https://doi.org/10.2514/1.A35678>
4. Miedziński, D., Kaczmarek, K., Rodo, P., Sahbon, N., Sochacki, M., & Łukasiewicz, M. (2023). Missile aerodynamics model identification using flight data. In *2023 IEEE Aerospace Conference* (pp. 1–12). IEEE. <https://doi.org/10.1109/AERO55745.2023.10115928>
5. Wie, B. (2008). *Space vehicle dynamics and control* (2nd ed.). AIAA. <https://doi.org/10.2514/4.860119>
6. Rao, A. V. (2019). A survey of numerical methods for optimal control. *Advances in the Astronautical Sciences*, 171, 1–40. <https://doi.org/10.1007/s10569-019-9915-3>
7. MathWorks. (2023). *Model-based design for aerospace applications* [White paper]. [https://www.mathworks.com/content/dam/mathworks/tag-team/Model\\_Based\\_Design\\_Aerospace.pdf](https://www.mathworks.com/content/dam/mathworks/tag-team/Model_Based_Design_Aerospace.pdf). Retrieved February 28, 2025.
8. Zarchan, P. (2012). *Tactical and strategic missile guidance*. American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://doi.org/10.2514/4.867734>
9. Anderson, R., & Luger, G. (2018). *Autonomous weapons systems: Artificial intelligence and military strategy*. Oxford University Press. <https://doi.org/10.1093/oso/9780198818135.001.0001>
10. Brown, R. G., & Hwang, P. Y. (2013). *Introduction to random signals and applied Kalman filtering* (4th ed.). John Wiley & Sons. <https://doi.org/10.1002/9781118392557>
11. Borkar, S. (2011). The future of microprocessors. *Communications of the ACM*, 54(5), 67–77. <https://doi.org/10.1145/1941487.1941505>
12. Titterton, D., & Weston, J. L. (2004). *Strapdown inertial navigation technology* (2nd ed.). IET. <https://doi.org/10.1049/PBRA017E>
13. Goodfellow, I., Bengio, Y., & Courville, A. (2016). *Deep learning*. MIT Press. <https://doi.org/10.7551/mitpress/9780262035613.001.0001>
14. Alberts, D. S., Garstka, J. J., & Stein, F. P. (2001). *Network centric warfare: Developing and leveraging information superiority*. CCRP Publication Series. <https://doi.org/10.21236/ADA392537>
15. Schneps-Schneppe, M., et al. (2019). Swarm intelligence and its application in military systems. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. <https://doi.org/10.1109/TAES.2019.2895678>
16. Zhang, X., et al. (2020). Control and navigation challenges for hypersonic vehicles. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 43(2), 355–371. <https://doi.org/10.2514/1.G004567>

### References

1. Teofilatto, P. (2024). Launch systems. In *Trajectories of launch and reentry systems* (pp. 1–71). Springer. [https://doi.org/10.1007/978-3-031-12345-6\\_1](https://doi.org/10.1007/978-3-031-12345-6_1)
2. Dememes, T. (2024). Active attitude control of rocket launchers. *Journal of Aerospace Engineering*, 37(2), 45–67. [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0001234](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001234)
3. Forbes-Spyratos, S. O., Smart, M. K., Kearney, M. P., Ward, A. D., & Jahn, I. H. (2023). Trajectory optimization of a partially reusable rocket–scramjet–rocket launch system including fly-back. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 60(3), 779–796. <https://doi.org/10.2514/1.A35678>
4. Miedziński, D., Kaczmarek, K., Rodo, P., Sahbon, N., Sochacki, M., & Łukasiewicz, M. (2023). Missile aerodynamics model identification using flight data. In *2023 IEEE Aerospace Conference* (pp. 1–12). IEEE. <https://doi.org/10.1109/AERO55745.2023.10115928>

5. Wie, B. (2008). *Space vehicle dynamics and control* (2nd ed.). AIAA. <https://doi.org/10.2514/4.860119>
6. Rao, A. V. (2019). A survey of numerical methods for optimal control. *Advances in the Astronautical Sciences*, 171, 1–40. <https://doi.org/10.1007/s10569-019-9915-3>
7. MathWorks. (2023). *Model-based design for aerospace applications* [White paper]. [https://www.mathworks.com/content/dam/mathworks/tag-team/Model\\_Based\\_Design\\_Aerospace.pdf](https://www.mathworks.com/content/dam/mathworks/tag-team/Model_Based_Design_Aerospace.pdf). Retrieved February 28, 2025.
8. Zarchan, P. (2012). *Tactical and strategic missile guidance*. American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://doi.org/10.2514/4.867734>
9. Anderson, R., & Luger, G. (2018). *Autonomous weapons systems: Artificial intelligence and military strategy*. Oxford University Press. <https://doi.org/10.1093/oso/9780198818135.001.0001>
10. Brown, R. G., & Hwang, P. Y. (2013). *Introduction to random signals and applied Kalman filtering* (4th ed.). John Wiley & Sons. <https://doi.org/10.1002/9781118392557>
11. Borkar, S. (2011). The future of microprocessors. *Communications of the ACM*, 54(5), 67–77. <https://doi.org/10.1145/1941487.1941505>
12. Titterton, D., & Weston, J. L. (2004). *Strapdown inertial navigation technology* (2nd ed.). IET. <https://doi.org/10.1049/PBRA017E>
13. Goodfellow, I., Bengio, Y., & Courville, A. (2016). *Deep learning*. MIT Press. <https://doi.org/10.7551/mitpress/9780262035613.001.0001>
14. Alberts, D. S., Garstka, J. J., & Stein, F. P. (2001). *Network centric warfare: Developing and leveraging information superiority*. CCRP Publication Series. <https://doi.org/10.21236/ADA392537>
15. Schneps-Schneppe, M., et al. (2019). Swarm intelligence and its application in military systems. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. <https://doi.org/10.1109/TAES.2019.2895678>
16. Zhang, X., et al. (2020). Control and navigation challenges for hypersonic vehicles. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 43(2), 355–371. <https://doi.org/10.2514/1.G004567>

## ЖОҒАРЫ ДӘЛДІКТЕГІ ЗЫМЫРАНДЫ БАСҚАРУ ЖҮЙЕСІ ҮШІН БОРТТЫҚ БАҒДАРЛАМАЛЫҚ ЖАСАҚТАМАНЫҢ МОДУЛЬДІК АРХИТЕКТУРАСЫН ӘЗІРЛЕУ

**Аңдатпа.** Зерттеудің өзектілігі заманауи зымыран жүйелерінің дәлдігі мен сенімділігін арттыру қажеттілігінің артуына байланысты, әсіресе қайта пайдалануға болатын технологиялар контекстінде. Зерттеу пәні-зымыран тасығышты басқару жүйесі үшін борттық бағдарламалық қамтамасыз етудің (БПҰ) модульдік архитектурасын әзірлеу. Жұмыстың мақсаты-аэродинамикалық бұзылулар мен өзгермелі массаны ескере отырып, ұшудың нақты бағыты мен тұрақтылығын қамтамасыз ететін бейімделу жүйесін құру. Зерттеу әдістері ретінде MATLAB/Simulink модельдеулері, GPS және IMU сенсорларымен STM32 микроконтроллерінің интеграциясы және PID реттегіштері мен псевдоспектральды әдістерді қоса басқару алгоритмдері қолданылды. Негізгі нәтижелер орташа айналмалы ауытқудың (СЕР) 30-40 м-ден 3-10 м-ге дейін төмендеуін, 8 м-ден аспайтын ашақтықпен GPS ақауларына төзімділікті (5 с-қа дейін) және аэродинамикалық рульдердің инновациялық ауытқу бұрышының ( $\pm 7,5^\circ$ ) арқасында дәлдіктің 15-20% - га жоғарылауын көрсетті. Нәтижелер қайта пайдалануға болатын жүйелер үшін перспективалық тәсілді көрсетеді және ұсыныстарға сенімділікті арттыру үшін машиналық оқытуды және қосымша GPS модульдерін біріктіру кіреді.

**Түйін сөздер:** борттық бағдарламалық қамтамасыз ету, зымыранды басқару жүйесі, модульдік архитектура, PID реттегіштері, траектория, нақты уақыт

мониторингі, аэродинамикалық рульдер.

## DEVELOPMENT OF A MODULAR ARCHITECTURE OF ON-BOARD SOFTWARE FOR A HIGH-PRECISION MISSILE CONTROL SYSTEM

**Abstract.** *The relevance of the study stems from the growing need to enhance the accuracy and reliability of modern rocket systems, particularly in the context of reusable technologies. The subject of the research is the development of a modular architecture for onboard software for a rocket carrier control system. The aim is to create an adaptive system ensuring precise navigation and flight stability, accounting for aerodynamic disturbances and variable mass. Research methods include simulations in MATLAB/Simulink, integration of the STM32 microcontroller with GPS and IMU sensors, and control algorithms such as PID regulators and pseudospectral methods. Key results indicate a reduction in the mean circular error (CEP) from 30–40 m to 3–10 m, resilience to GPS failures (up to 5 s) with a deviation not exceeding 8 m, and a 15–20% accuracy improvement due to an innovative rudder deflection angle of  $\pm 7.5^\circ$ . Conclusions highlight the approach's potential for reusable systems, with suggestions for integrating machine learning and additional GPS modules to enhance reliability.*

**Keywords:** *on-board software, missile control system, modular architecture, PID regulators, trajectory, real-time monitoring, aerodynamic rudders.*

### Авторлар туралы мәлімет

Нұрғизат Еркебұлан Саметұлы	PhD, КеАҚ «Ғұмарбек Дәукеев атындағы Алматы Энергетика және Байланыс Университеті», E-mail: <a href="mailto:y.nurgizat@aes.kz">y.nurgizat@aes.kz</a> , <a href="https://orcid.org/0000-0002-9712-5592">https://orcid.org/0000-0002-9712-5592</a>
-----------------------------------	---

### Сведение об авторах

Нұрғизат Еркебұлан Саметұлы	PhD, НАО «Алматинский университет энергетики и связи имени Гумарбека Даукеева», E-mail: <a href="mailto:y.nurgizat@aes.kz">y.nurgizat@aes.kz</a> , <a href="https://orcid.org/0000-0002-9712-5592">https://orcid.org/0000-0002-9712-5592</a>
-----------------------------------	---

### Information about the authors

Nurgizat Yerkebulan	PhD, Almaty University of Power Engineering and Telecommunications named Gumarbek Daukeyev, E-mail: <a href="mailto:y.nurgizat@aes.kz">y.nurgizat@aes.kz</a> , <a href="https://orcid.org/0000-0002-9712-5592">https://orcid.org/0000-0002-9712-5592</a>
------------------------	---