



Е.С. Нұрғизат¹, Д.М. Ахмедиев²

¹Energo University, Алматы, Казахстан

²National Defense University of the Republic of Kazakhstan, Астана, Казахстан

E-mail: y.nurgizat@aes.kz

ПРОЕКТИРОВАНИЕ МОДУЛЬНОЙ АРХИТЕКТУРЫ ИНЖЕНЕРНОГО ПРОТОТИПА БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ КОМПАКТНЫХ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ПЛАТФОРМ

Аннотация. Создание малогабаритной бортовой системы управления для высокодинамичных аэрокосмических платформ связано с необходимостью совместной работы вычислительных, измерительных, силовых и интерфейсных узлов при строгих ограничениях по массе, габаритам, устойчивости электропитания и удобству обслуживания. В статье предложена модульная встроенная архитектура инженерного прототипа бортовой системы управления, рассчитанная на исследовательскую проверку, стендовую отработку и последующую поэтапную оптимизацию. Основу платформы составляет четырехблочная структура, объединяющая вычислительный модуль, сенсорный модуль, блок стабилизации питания и модуль выходных интерфейсов. Основное внимание уделено логике построения архитектуры, назначению отдельных подсистем, их реализации на уровне печатных плат, а также конструкторским решениям, обеспечивающим модульность, электромагнитную совместимость, ремонтпригодность и возможность дальнейшего расширения. Полученная архитектура формирует воспроизводимую электронную основу для калибровки датчиков, проверки интерфейсов, разработки программного обеспечения и проведения стендовых испытаний. Тесты подтвердили, что выбранная модульная схема жизнеспособна. На её базе можно проводить дальнейшие исследования и создавать компактную бортовую электронику для аэрокосмической и оборонной сфер.

Ключевые слова: бортовые компьютеры, модульные встроенные системы, аэрокосмическая электроника, питание авионики, инженерный прототип, компактная авионика.

Введение.

Компактные бортовые системы управления — это критически важный узел современных летательных аппаратов. Именно бортовая электроника должна работать в условиях жесткого дефицита пространства, сильных вибраций и нестабильного электромагнитного фона. При этом эффективность системы зависит не только от мощности процессора.



Огромную роль играют четкое согласование всех подсистем [1, 2], стабильность линий питания, целостность сигналов и удобная диагностика. В оборонных аэрокосмических проектах эти требования становятся жестче: аппаратура обязана безотказно работать при сильных механических нагрузках, высоком уровне помех и экстремальной плотности компоновки.

На предварительных стадиях проектирования инженерный прототип выполняет роль промежуточной платформы между расчетной концепцией и экспериментальной проверкой [3]. С его помощью можно заранее оценить электрическую и функциональную совместимость модулей, обнаружить проблемы интеграции и получить устойчивую аппаратную основу для разработки программного обеспечения.

В настоящей работе предложена модульная встроенная архитектура инженерного прототипа бортовой системы управления [4, 5] для компактной аэрокосмической платформы с высокими динамическими нагрузками. Основная идея заключается в разделении базовых бортовых функций [6-8] на самостоятельные, но взаимосвязанные электронные узлы. Такое построение упрощает обслуживание, ускоряет последовательную наладку и создает условия для дальнейшей модернизации аппаратной или программной части без полного пересмотра всей системы.

Материалы и методы.

1.1. Цель исследования, расчетные допущения и исходные параметры.

Для синтеза и первичной проверки бортового комплекса управления (БКУ) использованы параметры типового артиллерийского снаряда: масса $m = 69$ кг, начальная скорость $v_0 = 690$ м/с, угол пуска $\theta_0 = 45^\circ$, коэффициент лобового сопротивления $C_d = 0,1$ и плотность воздуха $\rho = 1,225$ кг/м³. Номинальная траектория рассчитывалась для стационарной однородной атмосферы [9], без учета ветра и барометрических возмущений. Такой подход позволяет отдельно рассмотреть базовую баллистику и оценить влияние управляющих воздействий. Назначение БКУ состоит в снижении отклонения от заданной траектории в режиме реального времени [10] за счет малых аэродинамических отклонений рулевых органов с эффективным диапазоном коррекции до $\pm 7,5^\circ$. Функционально система организована как последовательность «сенсоры → оценка состояния → закон управления → исполнительные приводы».

1.2. Состав модулей и особенности электрической реализации плат.

Вычислительный узел формирует шину 3,3 В для цифровой логики, обеспечивает работу микроконтроллера STM32 в корпусе LQFP-100, его тактирование и аппаратный сброс, а также поддерживает основные коммуникационные и отладочные каналы: USB-FS через разъем USB Type-C, UART, SPI, I²C, SDIO и Quad-SPI. На плате предусмотрены разъемы для подключения измерительных устройств и исполнительных механизмов, а общая компоновка подчинена модульной схеме «MCU-INS-Power-Actuators» (рисунки 1-2).

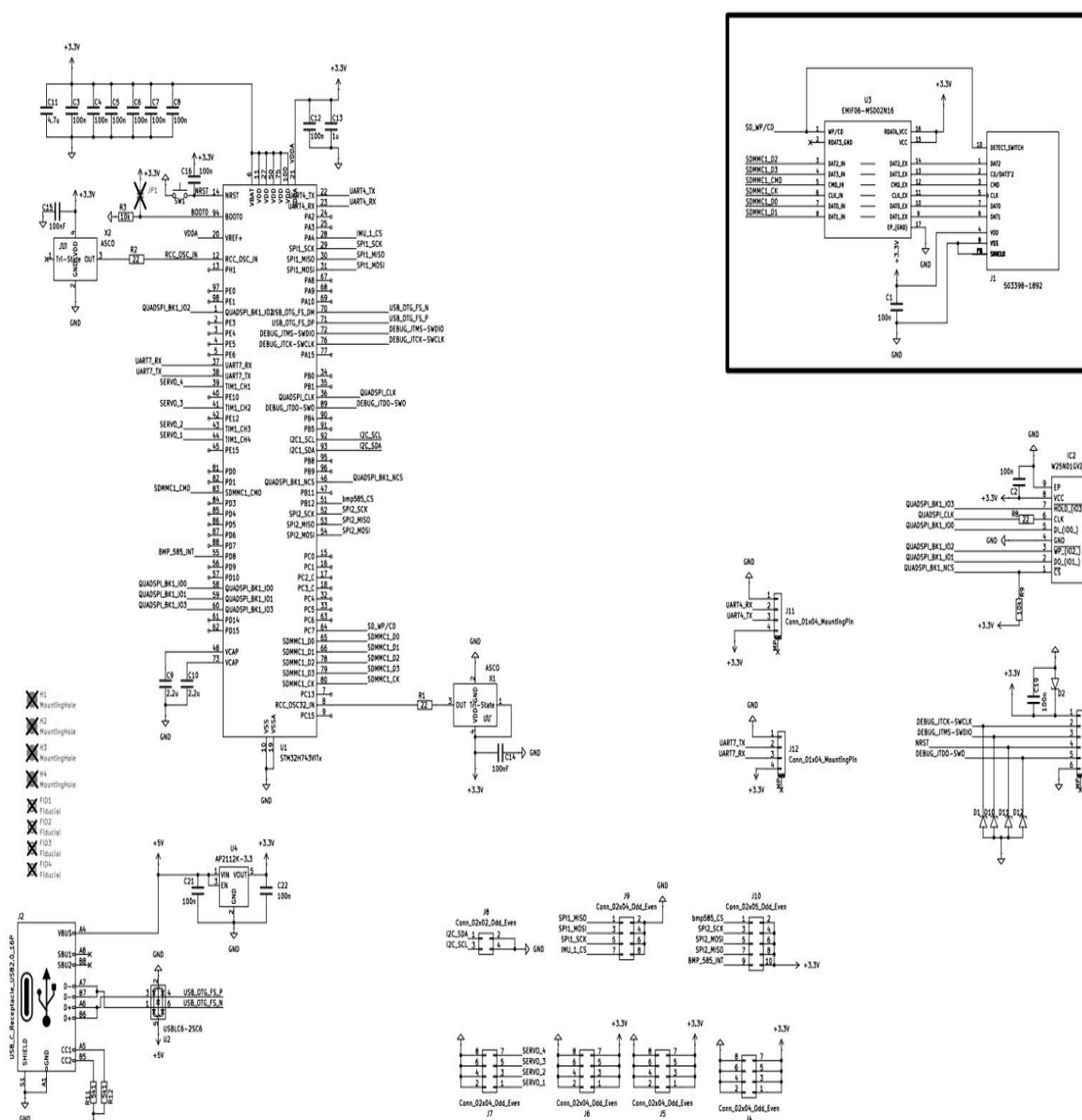


Рисунок 1 - Электрическая схема вычислительного модуля MCU

Питание 5 В преобразуется до системного уровня +3,3 В с помощью импульсного понижающего стабилизатора. Для снижения помех и локальной стабилизации напряжения применено каскадное развязывание: возле выводов VDD микроконтроллера установлены керамические конденсаторы 100 нФ, а в отдельных зонах платы размещены накопительные емкости 4,7-22 мкФ. Аналоговая область VDDA отделена RC-фильтром. Для контроля состояния питания предусмотрены тестовые точки и LED-индикация линий 5 В и 3,3 В. Выводы STM32 разведены под типовые периферийные блоки USART/UART, SPI, I²C, SDMMC/SDIO, QUADSPI, таймеры/PWM и EXTI. Цепь NRST дополнена подтяжкой и кнопкой сброса, BOOT0 зафиксирован через pull-down, а VCAP стабилизирован в соответствии с требованиями производителя. Тактирование выполнено от HSE-кварца с согласующими

емкостями и, при необходимости, от LSE 32,768 кГц; линии генераторов имеют минимальную длину. Для программирования и диагностики выведен интерфейс SWD/JTAG 2×5 с шагом 1,27 мм, при этом сигнальные линии проходят над сплошным опорным слоем GND. USB-линии D+/D– подключены как дифференциальная пара с ESD-защитой и корректной конфигурацией CC1/CC2; под ними сохранен непрерывный экран земли. Интерфейс SDIO разведен к слоту microSD с линиями CLK, CMD и D0-D3 и обязательными подтяжками, а QSPI выведен на колодку для внешней флэш-памяти. Это позволяет расширить доступное кодовое пространство без перегрузки внутренней памяти микроконтроллера. Последовательные шины UART, SPI и I²C, а также линии прерываний датчиков выведены на отдельные колодки и входы EXTI для событийной выборки. Входные цепи снабжены ESD-защитой, силовые LC-контуры размещены с минимальной «горячей» петель, что соответствует требованиям электромагнитной совместимости.

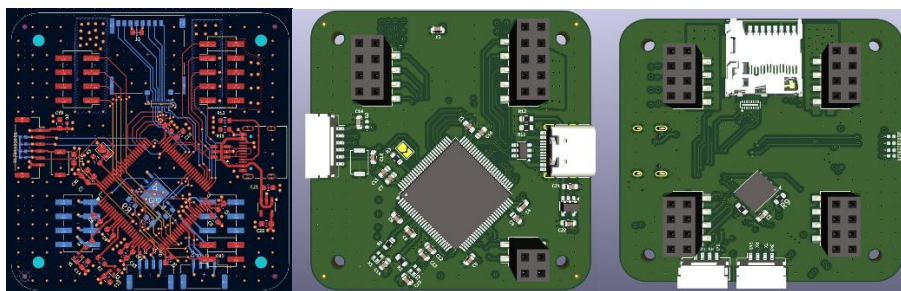


Рисунок 2 - 3D-модель вычислительного модуля MCU

1.3. Сенсорный модуль.

Сенсорный модуль спроектирован как малогабаритная измерительная подсистема, объединяющая функции регистрации движения и параметров окружающей среды в составе бортовой электронной платформы. Для инженерных прототипов аэрокосмической аппаратуры такая подсистема является особенно чувствительной к компоновке, качеству питания, непрерывности земли и механическому положению измерительных элементов [11].

Печатная плата рассчитана на работу с несколькими измерительными каналами при сохранении компактного форм-фактора и совместимости с вычислительным модулем. При трассировке учитывались снижение паразитных связей, сохранение качества внутренних сигналов и единая ориентация сенсорных корпусов относительно принятой системы координат.

В рамках данной работы сенсорный модуль рассматривается прежде всего как исследовательская аппаратная база. Его задача заключается не в окончательном подтверждении всех метрологических характеристик во всех режимах эксплуатации, а в обеспечении устойчивой платформы для последующей калибровки, анализа параметров и интеграционных экспериментов.

В состав сенсорного узла входят три инерциальных элемента класса LSM6DS, объединяющих акселерометр и гироскоп, подключенные по SPI с независимыми линиями CS и INT1/INT2. Дополнительно предусмотрены магнитометр-акселерометр LSM303AGR по I²C с линиями INT_MAG/DRDY и барометр BMP585 с возможностью работы по SPI/I²C и опциональной линией прерывания (рисунки 3-4). Питание датчиков фильтруется на уровне 3,3 В, трассы к MEMS-компонентам выполнены короткими и симметричными, под корпусами сохранен сплошной GND-экран. Корпуса датчиков ориентированы согласованно, а разъемы вынесены на одну сторону платы для прямого шлейфового соединения с MCU.

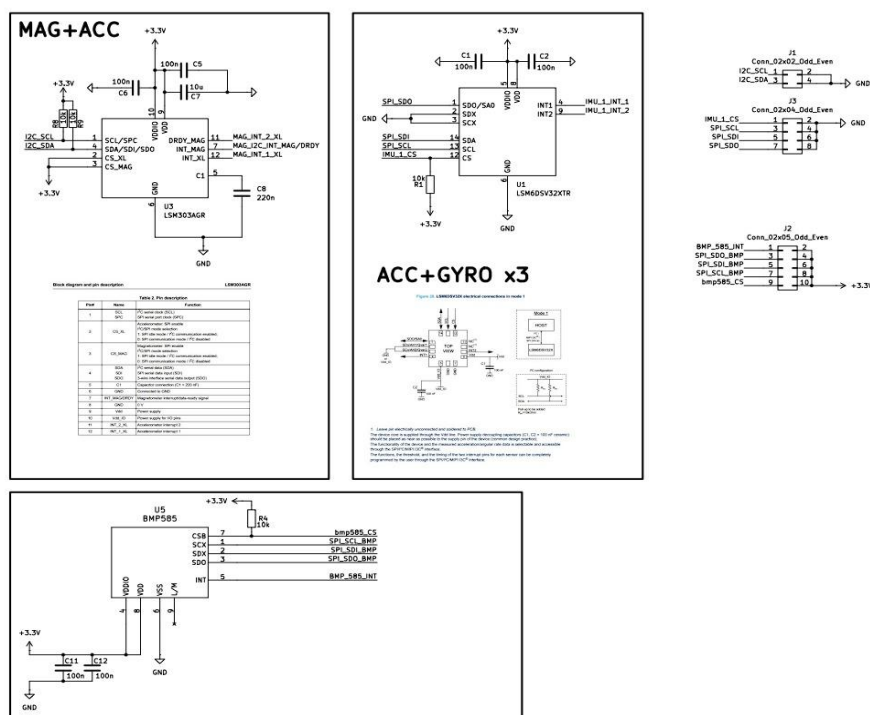


Рисунок 3 - Электрическая схема сенсорного модуля

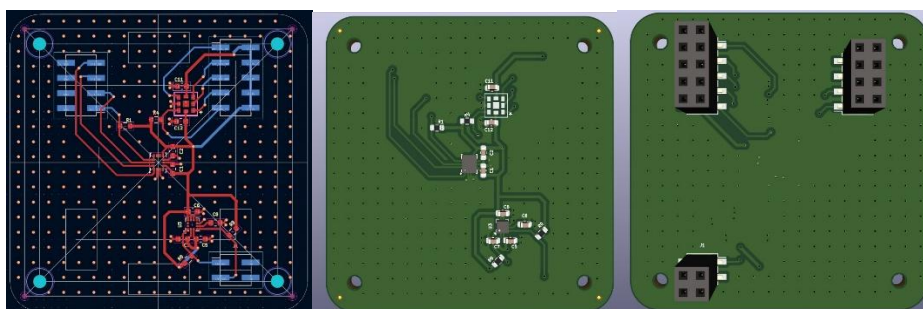


Рисунок 4 - 3D-модель сенсорного модуля (вид снизу)

Блок питания формирует две стабилизированные линии: +3,3 В для цифровой логики и датчиков, а также +5 В для исполнительных приводов. В схему включены контроль входного напряжения и индикация исправности

(рисунки 5-6). Линия +3,3 В реализована на базе TPS62130 с укороченной «горячей» петлей SW-L-CIN/COUТ и близко расположенными входными и выходными конденсаторами; делитель обратной связи задает требуемый уровень напряжения, а вход EN позволяет управлять запуском. Линия +5 В поддерживается повышающим преобразователем MCP16411, что уменьшает риск просадок при кратковременных пиковых токах сервоприводов. LC-фильтр и делитель V_{fb} обеспечивают снижение пульсаций и стабилизацию 5,0 В, при этом вход EN допускает программное отключение канала. Входное напряжение передается на измерительный делитель для последующего контроля через АЦП микроконтроллера. Питание распределяется через отдельные колодки, а силовые ветви к сервоприводам выполнены по «лучевой» схеме с локальными накопительными емкостями у разъемов. Сплошной слой GND прошит переходными отверстиями, силовые зоны вынесены от области датчиков. В расчетном режиме суммарные потери преобразователей не превышают около 1 Вт; пульсации составляют не более 50-80 mV_{pp} на линии 3,3 В при 0,5 А и 100-150 mV_{pp} на линии 5 В при 1,5 А.

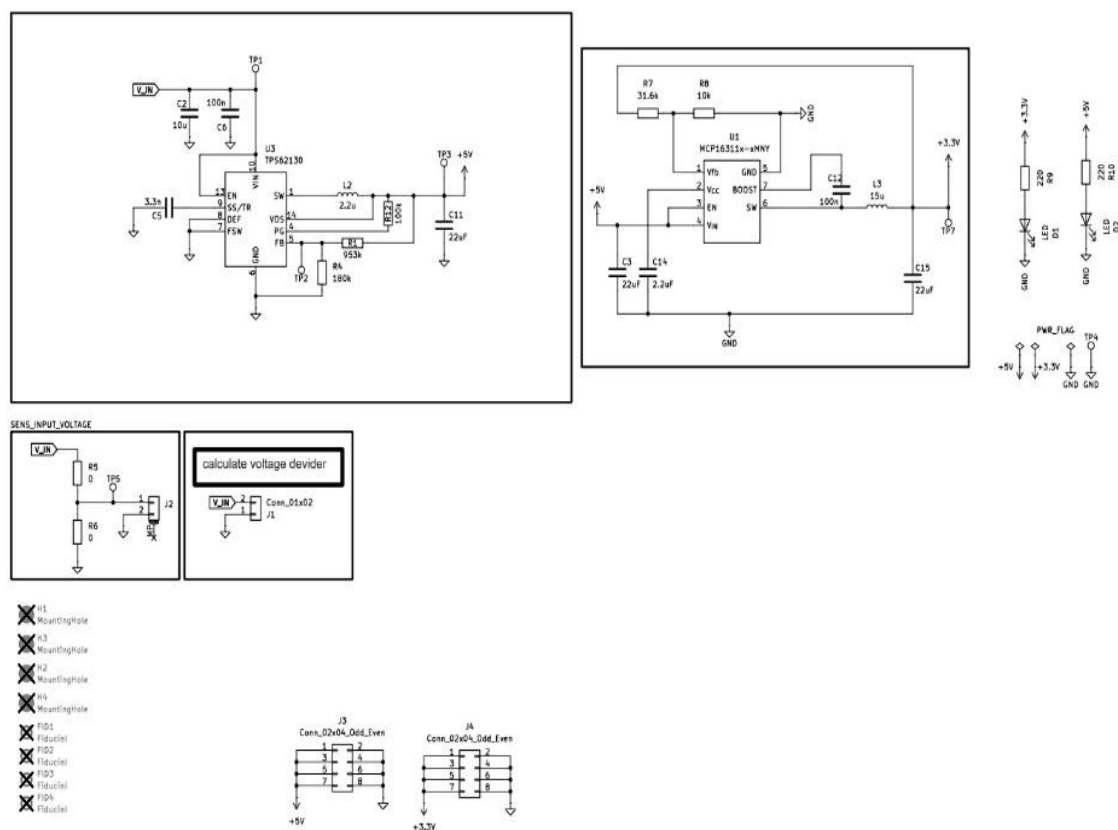


Рисунок 5 - Электрическая схема блока питания

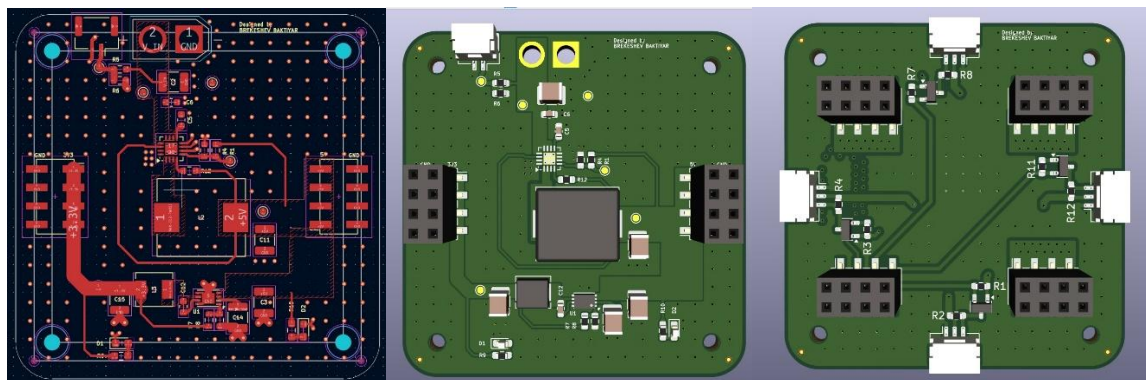


Рисунок 6 - 3D-модель блока питания

1.4. Модуль выходных интерфейсов.

Во время инженерной проверки модуль выходных интерфейсов выполняет роль переходного звена между низковольтной встроенной электроникой и внешними подключаемыми устройствами. На текущем этапе его следует рассматривать как интерфейсную подсистему, обеспечивающую согласование каналов, а не как конечный функциональный блок с фиксированным назначением [12].

Назначение модуля заключается в обеспечении электрической и логической совместимости внутренних сигналов с внешними цепями, а также в упрощении подключения компонентов при оценке прототипа. Благодаря этому вся встроенная платформа может проверяться как единая система, а не как набор разрозненных электронных узлов.

Отдельное исполнение выходного интерфейса повышает гибкость дальнейших доработок. Если в последующих экспериментах потребуется подключить другие исполнительные устройства или изменить логику связи, модернизация может быть выполнена на уровне данного модуля без переработки всей электронной платформы.

Модуль приводов содержит четыре канала управления сервомашинами SERVO_1...SERVO_4 при логическом уровне 3,3 В и выходном уровне 5 В (рисунки 7-8). В каждом канале используется n-канальный MOSFET в схеме «открытого стока» с резистором в цепи затвора, что ограничивает зарядно-разрядные токи и снижает выбросы на фронтах сигнала. Сигнальная линия подтянута к +5 В: при закрытом ключе формируется логическая «1», а при открытом - «0». Такое решение решает сразу три задачи: согласует уровни, частично развязывает логическую и силовую части по постоянному току и повышает помехоустойчивость ШИМ-сигналов. Разъемы J1-J4 используют стандартную распиновку сервопривода: +5V, GND и PWM.

Оптимальная частота управления составляет 50-300 Гц, а длительность импульса - от 1,0 до 2,0 мс (нейтральное положение - около 1,5 мс). Силовая линия 5 В разведена к каждому разъему отдельной веткой и усилена локальными сглаживающими конденсаторами.

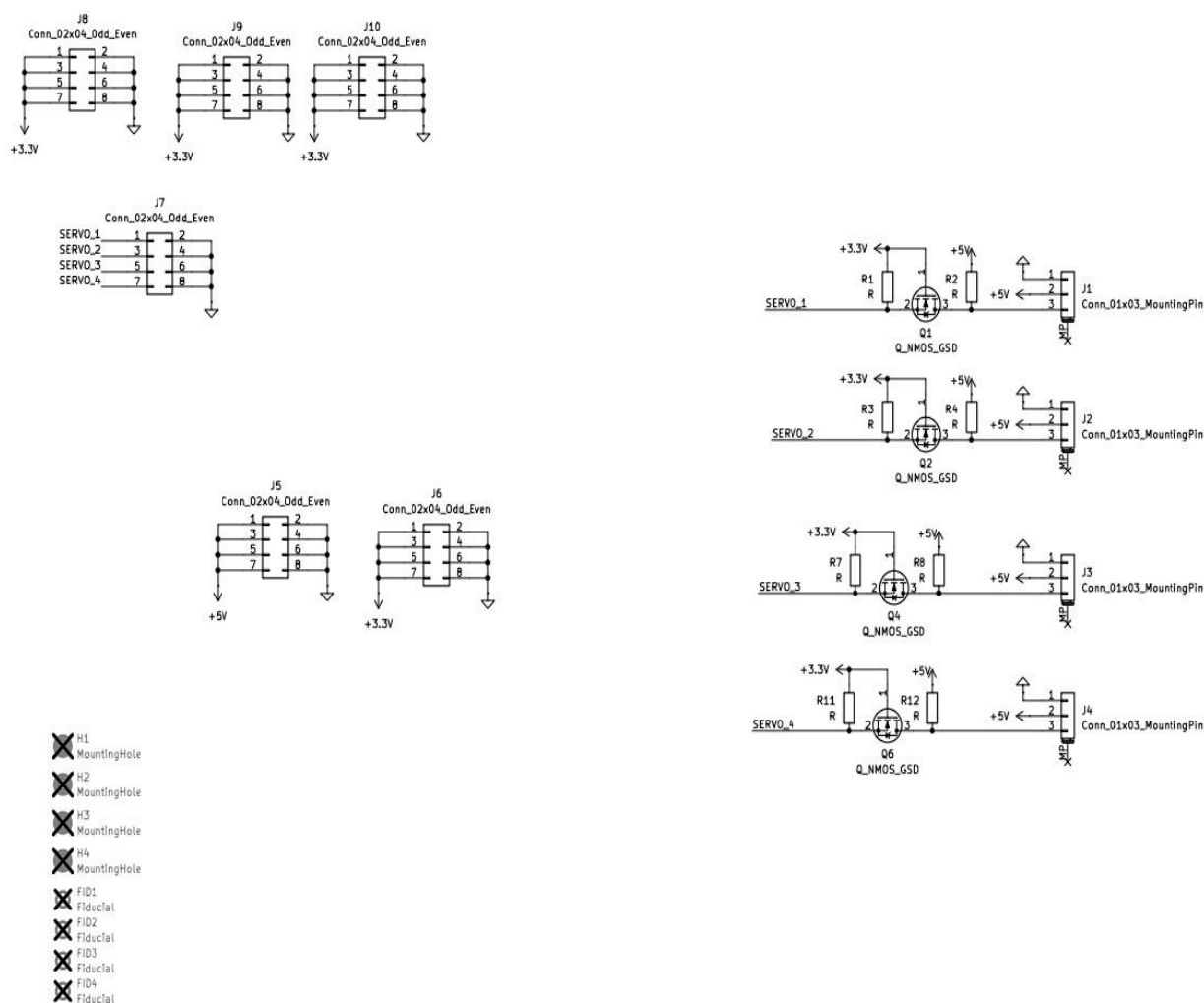


Рисунок 7 - Электрическая схема модуля приводов

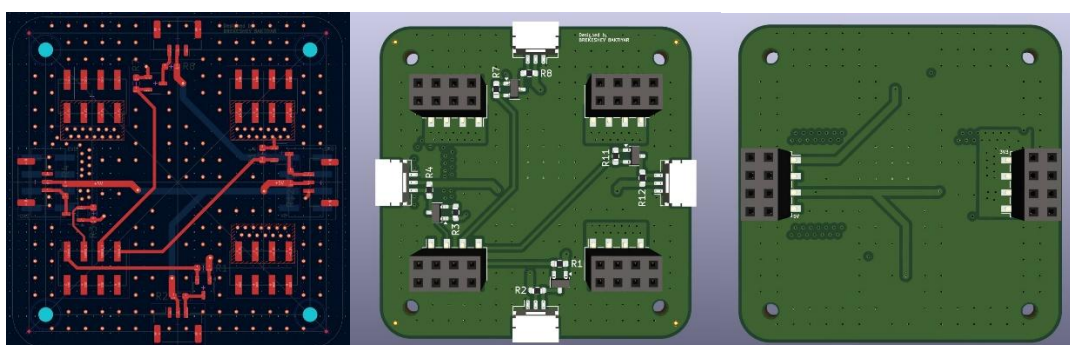


Рисунок 8 - 3D-модель модуля приводов

1.5. Изготовление и предварительная проверка.

На основе разработанных схем и топологии мы изготовили опытные печатные платы, после чего собрали их в единый модульный блок. Перед запуском провели первичную проверку: оценили качество пайки, проверили соосность разъемов, монтажные отверстия и тестовые площадки, а также убедились, что платы полностью готовы к сборке. Серия плат

унифицированного форм-фактора подтвердила, что аппаратная часть подготовлена к последующим стендовым испытаниям. На фотоматериалах представлены сенсорная плата с компактной разводкой к MEMS-компонентам и экранирующим GND-полигоном, вычислительный модуль MCU с USB-C, SWD и шлейфовыми разъемами, блок питания с DC/DC-преобразователями и дросселем, а также плата приводов с четырьмя разъемами сервомашин. Электрическая стыковка модулей с сервоприводами показывает корректное согласование уровней 3,3→5 В и готовность системы к вертикальной сборке по принципу «стека».

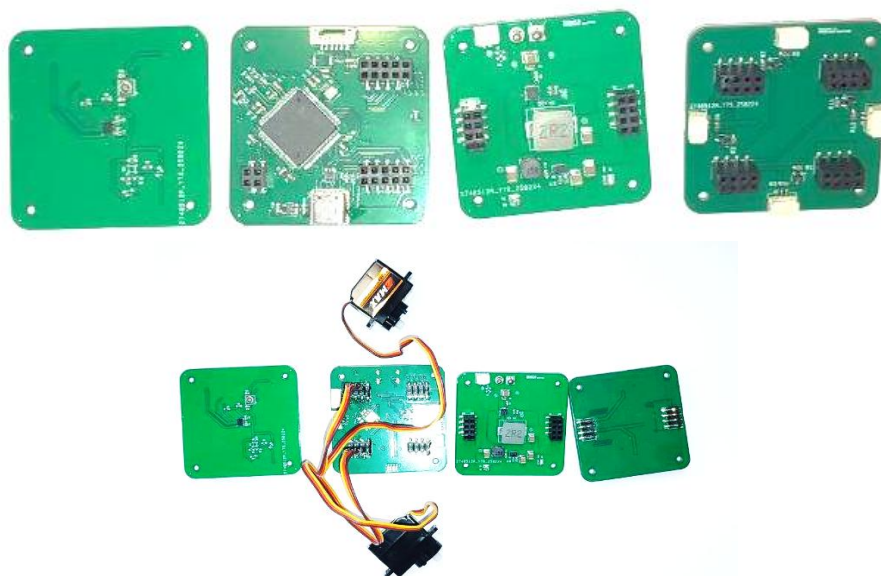


Рисунок 9 - Серия изготовленных плат БКУ и электрическая стыковка с сервоприводами

Результаты и обсуждение.

В ходе исследования была сформирована и реализована модульная архитектура инженерного прототипа бортовой системы управления, предназначенной для компактных аэрокосмических платформ. Предложенное решение основано на функциональном разделении аппаратной части на четыре согласованных электронных модуля: вычислительный блок, сенсорный узел, модуль стабилизации питания и блок выходных интерфейсов. Благодаря этому БСУ рассматривается не как единая монолитная печатная плата, а как совокупность самостоятельных подсистем, каждая из которых выполняет собственную инженерную функцию и при этом работает в составе общей платформы.

Архитектура, представленная на рисунке 10, реализует принцип «MCU-INS-Power-Actuators». В рамках этой архитектуры сенсорный модуль собирает первичные данные, а вычислительный - обрабатывает их и формирует команды. Блок питания обеспечивает стабильное напряжение для логики и периферии, а модуль интерфейсов согласует управляющие сигналы

с сервоприводами. Такая схема делает систему гибкой: её гораздо проще отлаживать, обслуживать и модернизировать.

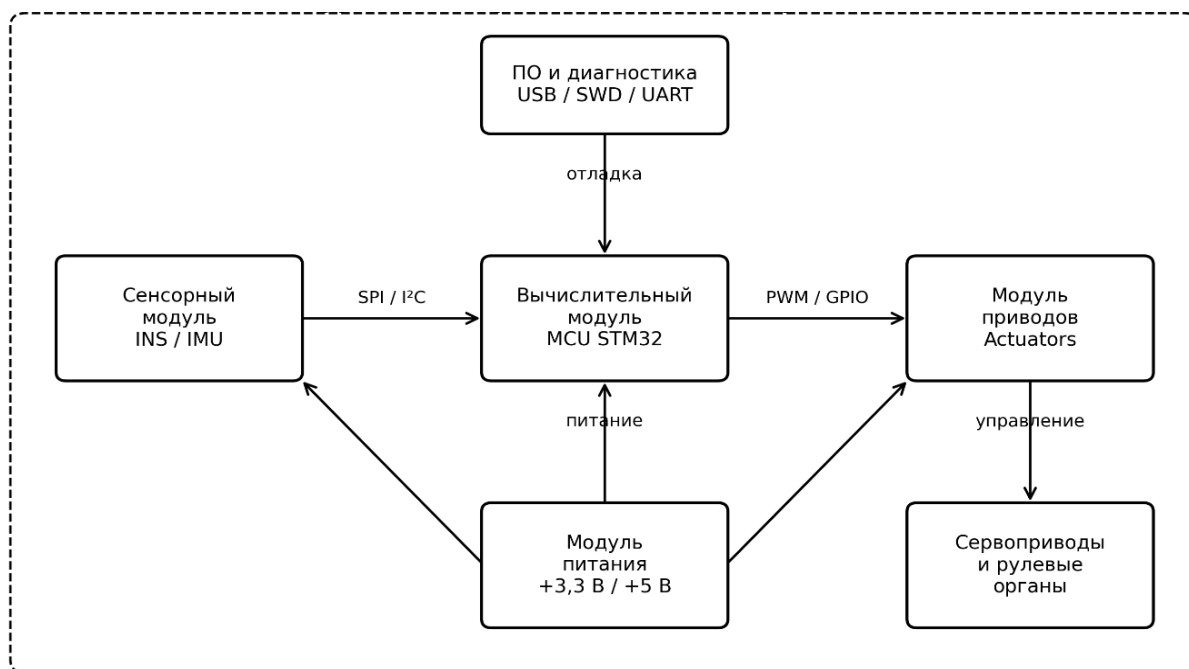


Рисунок 10 - Функциональная схема модульной архитектуры БСУ «MCU-INS-Power-Actuators»

Вычислительный модуль на базе микроконтроллера STM32 служит центральным узлом управления. Он собирает данные с датчиков, обрабатывает их, формирует управляющие команды и отвечает за связь с внешними системами диагностики. Богатый набор интерфейсов (UART, SPI, I²C, SDIO, Quad-SPI, USB-FS и SWD/JTAG) дает отличную базу для программирования, отладки и наращивания функций прототипа в будущем.

Сенсорный модуль вынесен в отдельную измерительную подсистему. На нем установлены инерциальные датчики, магнитометр-акселерометр и барометр. Размещение этих элементов на отдельной плате изолирует измерительные каналы от наводок со стороны силовых цепей, упрощает разводку сигнальных линий и позволяет одинаково сориентировать все датчики в пространстве. Это критически важно для точной калибровки и корректной работы алгоритмов ориентации и управления.

Модуль питания выдает стабильные напряжения +3,3 В и +5 В, необходимые для цифровой логики, датчиков и приводов. При его проектировании мы уделили особое внимание снижению пульсаций, локальному накоплению энергии и пространственному разделению силовых и сигнальных зон. В результате удалось защитить чувствительные компоненты от пиковых токов сервоприводов и повысить общую стабильность платформы.

Модуль выходных интерфейсов электрически согласует команды микроконтроллера с исполнительными механизмами. Схема преобразования



уровней (с 3,3 В до 5 В) позволяет напрямую подключать сервоприводы к вычислительному модулю и тестировать каналы управления внутри единой системы. Благодаря этому прототип можно проверять как целостное устройство, а не как разрозненный набор плат.

Практическим результатом работы стала серия опытных печатных плат, выполненных в едином форм-факторе. В нее вошли вычислительный модуль, сенсорная плата, блок питания и модуль управления приводами. При первичной проверке было установлено, что выбранная компоновка соответствует заложенной модульной схеме: на платах предусмотрены необходимые разъемы, контрольные точки и крепежные элементы. Пробное соединение модулей с исполнительными устройствами показало, что разработанную систему можно собрать в единый электронный блок и использовать для дальнейших стендовых испытаний.

Одним из наиболее важных преимуществ предложенного решения является его модульность. Разделение функций между отдельными платами упрощает поиск возможных неисправностей, облегчает обслуживание и позволяет дорабатывать отдельный узел без переработки всей аппаратной части. Для инженерного прототипа это особенно важно, поскольку на этапе испытаний часто возникает необходимость изменить компоновку, заменить отдельный компонент или адаптировать систему под новый режим проверки.

В ходе работы также удалось найти разумный компромисс между компактностью и удобством обслуживания. Полное объединение всех функций на одной плате усложнило бы диагностику и последующую модернизацию, а чрезмерное разделение модулей увеличило бы количество соединений и сделало бы сборку менее надежной. Поэтому выбранная архитектура сохраняет самостоятельность каждого функционального блока, но при этом позволяет объединить их в компактную платформу, пригодную для размещения в ограниченном внутреннем объеме аэрокосмической системы.

Работа над прототипом показала, что надежность бортовой электроники зависит не только от выбранного микроконтроллера, датчиков или алгоритмов управления. В реальной разработке большое значение имеют и более практические вещи: как разведены печатные платы, насколько устойчиво организовано питание, как построены интерфейсы между модулями, защищена ли система от электромагнитных помех и удобно ли ее проверять на стенде. Для компактных аэрокосмических платформ это особенно важно, потому что вся аппаратура размещается в ограниченном объеме и должна работать при вибрации, помехах и повышенных требованиях к надежности.

Созданный образец пока следует рассматривать именно как инженерный прототип, а не как полностью завершенное изделие. На данном этапе удалось подтвердить, что выбранная модульная архитектура работоспособна, основные подсистемы совместимы между собой, а сама платформа готова к



дальнейшим стендовым испытаниям. В следующих этапах работы необходимо более подробно оценить задержки прохождения сигналов, устойчивость к вибрациям, тепловой режим, электромагнитную совместимость и долговременную надежность системы.

Заключение.

Работа подтвердила, что модульная архитектура БКУ «MCU-INS-Power-Actuators» полностью готова к практике и может использоваться для коррекции траектории с отклонением рулевых органов до $\pm 7,5^\circ$. Мы разработали и собрали линейку унифицированных плат: вычислительный модуль, сенсорный узел (IMU/магнитометр/барометр), блок питания на +3,3 В и +5 В, а также плату управления сервоприводами. Выбранная компоновка сделала систему ремонтпригодной, помехозащищенной и удобной для стендовых тестов. Отладка показала, что шины питания стабильно работают при среднем токе до 1,5 А и выдерживают пики до 3 А по линии 5 В. При этом сквозная задержка от съема данных с датчиков до реакции привода не превышает 5-10 мс при частоте опроса IMU в 200-400 Гц.

Стековая компоновка в приборном отсеке под коническим обтекателем способствует центрированию масс, повышает механическую жесткость и экранирует чувствительные MEMS-элементы от силовых цепей, что уменьшает шумы измерений и улучшает устойчивость алгоритмов оценивания. Алгоритмическая часть, включающая комплементарную фильтрацию, EKF-аппроксимацию и закон управления с ограничителями, продемонстрировала корректную работу в SIL/HIL-сценариях, в том числе при деградационных режимах, таких как потеря GNSS и кратковременные просадки питания. Воспроизводимая архитектура плат может использоваться для калибровки, отладки, разработки программного обеспечения и поэтапной экспериментальной проверки. В целом результаты подтверждают практическую целесообразность модульного подхода и формируют технологическую основу для дальнейшего исследования характеристик подсистем, интегрированного тестирования и расширения встроенных функций.

Финансирование. Финансирование в рамках проекта AP22685171 «Разработка интеллектуального бортового комплекса управления реактивных снарядов».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ғару, А., & Drăgulescu, A. M. (2025, December). IoT-enabled Integrated Avionic System for Supersonic Multi-purpose Rockets with Real-Time Telemetry and Autonomous Flight Control. In GLOBECOM 2025-2025 IEEE Global Communications Conference (pp. 2964-2969). IEEE.



2. Pingree, P. J. (2010). Advancing NASA's on-board processing capabilities with reconfigurable FPGA technologies. *Aerospace Technologies Advancements*, 69.
3. Delbecq, S. (2018). Knowledge-based multidisciplinary sizing and optimization of embedded mechatronic systems-application to aerospace electro-mechanical actuation systems (Doctoral dissertation, INSA de Toulouse).
4. Hojati, M., Saeed, M. S., Mukhopadhyay, S. C., & Reznik, M. (2025, September). A Scalable Hybrid FPGA-MCU Robotic Controller Board with Real-Time Sensor Fusion. In 2025 IEEE 14th Global Conference on Consumer Electronics (GCCE) (pp. 308-312). IEEE.
5. Di Domenico, G., Perico, D., Ornati, F., Giordano, C., Morselli, A., Panicucci, P., & Topputo, F. (2025, March). The EXTREMA simulation hub: advancements in the development of an integrated hardware-in-the-loop facility for autonomous CubeSats GNC technologies. In *Small Satellites Systems and Services Symposium (4S 2024)* (Vol. 13546, pp. 1466-1489). SPIE.
6. Buticchi, G., Bozhko, S., Liserre, M., Wheeler, P., & Al-Haddad, K. (2018). On-board microgrids for the more electric aircraft-Technology review. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 66(7), 5588-5599.
7. Karhu, O. (2015). On-Board Electronic Control Systems of Future Automated Heavy Machinery.
8. Liang, G., Ijspeert, A. J., Yim, M., & Lam, T. L. (2026). Modular reconfigurable robots: Toward on-demand multifunctional applications. *Science Robotics*, 11(111), eadz1999.
9. Uno, K., Neppel, E., Diaz, G. H., Mishra, A., Karimov, S., Jain, A. S., ... & Yoshida, K. (2025). MoonBot: Modular and On-demand Reconfigurable Robot Towards Moon Base Construction. *IEEE Transactions on Field Robotics*.
10. Alle, N., Hiremath, S. S., Makaram, S., Subramaniam, K., & Talukdar, A. (2016). Review on electro hydrostatic actuator for flight control. *International Journal of Fluid Power*, 17(2), 125-145.
11. Watkins, C. B., & Walter, R. (2007, October). Transitioning from federated avionics architectures to integrated modular avionics. In 2007 IEEE/AIAA 26th Digital Avionics Systems Conference (pp. 2-A). IEEE.
12. Uruena, S., Pulido, J. A., López, J., Zamorano, J., & de la Puente, J. A. (2008, June). A new approach to memory partitioning in on-board spacecraft software. In *International Conference on Reliable Software Technologies* (pp. 1-14). Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg.

Еркебулан Нұрғизат, PhD, қауымдастырылған профессор, Energo University, Алматы, Қазақстан, y.nurgizat@aues.kz

Дархан Ахмедиев, Қазақстан Республикасы Қорғаныс министрінің цифрландыру жөніндегі орынбасары, National Defense University of the Republic of Kazakhstan, Астана, Қазақстан, Shyngyskhan1@gmail.com



ШАҒЫН АЭРОҒАРЫШТЫҚ ПЛАТФОРМАЛАРҒА АРНАЛҒАН БОРТТЫҚ БАСҚАРУ ЖҮЙЕСІНІҢ ИНЖЕНЕРЛІК ПРОТОТИПІ ҮШІН МОДУЛЬДІК АРХИТЕКТУРАНЫ ЖОБАЛАУ

Аңдатпа. Жоғары динамикалық аэроғарыштық платформалар үшін шағын көлемді борттық басқару жүйесін құру массасы, өлшемдері, электр қуатының тұрақтылығы және қызмет көрсету ыңғайлылығы бойынша қатаң шектеулер кезінде есептеу, өлшеу, күш және интерфейс тораптарының бірлескен жұмысының қажеттілігімен байланысты. Мақалада зерттеуді тексеруге, стендтік пысықтауға және кейіннен кезең-кезеңімен оңтайландыруға арналған борттық басқару жүйесінің инженерлік прототипінің модульдік ендірілген архитектурасы ұсынылған. Платформаның негізі-есептеу модулін, сенсорлық модульді, қуатты тұрақтандыру блогын және шығыс интерфейс модулін біріктіретін төрт блокты құрылым. Архитектураны құру логикасына, жеке ішкі жүйелердің мақсатына, оларды плата деңгейінде іске асыруға, сондай-ақ модульділікті, электромагниттік үйлесімділікті, жөндеуге жарамдылықты және одан әрі кеңейту мүмкіндігін қамтамасыз ететін дизайн шешімдеріне назар аударылады. Алынған архитектура сенсорларды калибрлеу, интерфейстерді тексеру, бағдарламалық қамтамасыз етуді әзірлеу және стендтік сынақтар жүргізу үшін қайталанатын электрондық негізді құрайды. Тесттер таңдалған модульдік схеманың өміршең екенін растады. Оның негізінде қосымша зерттеулер жүргізуге және аэроғарыш пен қорғаныс салалары үшін ортам борттық электроника жасауға болады.

Түйінді сөздер: Борттық компьютерлер, модульдік кірістірілген жүйелер, аэроғарыштық электроника, авионика қоректенуі, инженерлік прототип, шағын авионика.

Yerkebulan Nurgizat, PhD, associate professor, Energo University, Almaty, Kazakhstan, y.nurgizat@aes.kz

Darkhan Akhmediyev, Deputy Minister of Defense of the Republic of Kazakhstan for digitalization, National Defense University of the Republic of Kazakhstan, Astana, Kazakhstan, Shyngyskhan1@gmail.com

DESIGN OF A MODULAR ARCHITECTURE FOR AN ENGINEERING PROTOTYPE OF AN ONBOARD CONTROL SYSTEM FOR COMPACT AEROSPACE PLATFORMS

Abstract. The development of a compact onboard control system for highly dynamic aerospace platforms requires the coordinated operation of embedded computing, sensing, power-conditioning, and interface units under strict limitations on mass, dimensions, electrical stability, and serviceability. This paper proposes a



modular embedded architecture for an engineering prototype of an onboard control system intended for research verification, bench-level testing, and gradual experimental refinement. The platform is based on a four-module structure that includes a computing module, a sensor module, a power-conditioning module, and an output-interface module. The study considers the architectural rationale, subsystem functions, board-level implementation, and design decisions that support modularity, electromagnetic compatibility, maintainability, and further scalability. Tests have confirmed that the selected modular design is viable. It can serve as a technical baseline for further research and the development of compact onboard electronics for the aerospace and defense sectors.

Keywords: Onboard computers, modular embedded systems, aerospace electronics, avionics power supply, engineering prototype, compact avionics.

Поступила: 01 июня 2026 года

Рецензирована: 10 июня 2026 года

Принята: 10 июня 2026 года