

DOI: 10.21122/2220-9506-2026-17-2-117-130

Разработка экспериментальных моделей пикоспутников и системы многоаппаратного развёртывания для отработки группового полёта в условиях атмосферы

А.С. Ильюшенко, Е.Д. Юшкевич, И.А. Кураков, В.А. Саечников, А.А. Спиридонов, В.С. Баранова

Белорусский государственный университет,
пр-т Независимости, 4, Минск 220030, Беларусь

Поступила 14.03.2026

Принята к печати 04.05.2026

Многоспутниковые орбитальные группировки обеспечивают переход от единичных дорогостоящих аппаратов к унифицированным платформам, совокупные характеристики которых: глобальное покрытие, высокие надёжность и разрешающая способность, возможность параллельного выполнения целевых задач, гибкость и масштабируемость – существенно превышают возможности одиночного спутника. Однако отсутствие решений для отработки технологий управляемого развёртывания многоаппаратных систем обуславливает необходимость создания экспериментальной базы с поэтапным переходом от наземных испытаний к атмосферным и к полноценным орбитальным миссиям. В работе представлена архитектура и экспериментальные лётные модели аппаратов формата пикоспутник с системой развёртывания, предназначенной для создания кратковременной группировки зондов в условиях атмосферы. Разработанные аппараты представляют собой платформу для атмосферных экспериментов, ориентированную на отработку орбитальных миссий группового полёта. В качестве транспортно-пускового контейнера выступает модульный аппарат-деплойер, оснащённый гибридным пружинно-моторным механизмом отстыковки, обеспечивающим выпуск двух пикоспутников. Разработана портативная наземная станция приёма с поддержкой модуляций LoRa и FSK. Рассмотрены и описаны конструктивные решения и принципиальная схемотехника, а также приведены результаты лётных испытаний, подтверждающие применимость разработанного комплекса для задач атмосферного мониторинга и проектирования орбитальных миссий.

Ключевые слова: атмосферный зонд, пикоспутник, аппарат-деплойер, CanSat, группировка малоразмерных аппаратов

Адрес для переписки:

Юшкевич Е.Д.
Белорусский государственный университет,
пр-т Независимости, 4, г. Минск 220030, Беларусь
e-mail rct.yushkevied@bsu.by

Address for correspondence:

Yushkevich E.D.
Belarusian State University,
Nezavisimosty Ave., 4, Minsk 220030, Belarus
e-mail rct.yushkevied@bsu.by

Для цитирования:

А.С. Ильюшенко, Е.Д. Юшкевич, И.А. Кураков, В.А. Саечников, А.А. Спиридонов, В.С. Баранова
Разработка экспериментальных моделей пикоспутников и системы многоаппаратного развёртывания для отработки группового полёта в условиях атмосферы.
Приборы и методы измерений.
2026. Т. 17. № 2. С. 117–130.
DOI: 10.21122/2220-9506-2026-17-2-117-130

For citation:

Ilyushenko AS, Yushkevich ED, Kurakov IA, Saetchnikov VA, Spiridonov AA, Baranova VS.
Development of Picosatellites' Experimental Models and a Multi-Device Deployment System for Group Flight Testing in Atmospheric Conditions.
Devices and Methods of Measurements.
2026;17(2):117-130. (In Russ.).
DOI: 10.21122/2220-9506-2026-17-2-117-130

DOI: 10.21122/2220-9506-2026-17-2-117-130

Development of Picosatellites' Experimental Models and a Multi-Device Deployment System for Group Flight Testing in Atmospheric Conditions

A.S. Ilyushenko, E.D. Yushkevich, I.A. Kurakov, V.S. Baranova, A.A. Spiridonov,
V.A. Saetchnikov

Belarusian State University,
Nezavisimosty Ave., 4, Minsk 220030, Belarus

Received 14.03.2026

Accepted for publication 04.05.2026

Abstract

Multi-satellite orbital constellations enable transition from single, expensive spacecraft to unified platforms whose aggregate characteristics: global coverage, high reliability and resolution, ability to execute targeted tasks in parallel, flexibility, and scalability – significantly exceed capabilities of a single satellite. However lack of solutions for testing controlled deployment technologies for multi-spacecraft systems necessitates creation of an experimental framework with a step-by-step transition from ground tests to atmospheric and full-fledged orbital missions. This paper presents an architecture and experimental flight models of picosatellite-class spacecraft equipped with a deployment system designed to establish a short-duration probe constellation within the atmospheric flight environment. The developed platforms serve as a testbed for atmospheric experiments, with a primary focus on the validation of technologies for orbital formation flying missions. A launch adapter is implemented as a modular deployer unit featuring a hybrid spring-motor separation mechanism capable of releasing two picosatellites in sequence. A portable ground receiving station with support for LoRa and FSK modulation schemes has been developed as part of the system. The paper provides a detailed description of the structural design solutions and fundamental circuit engineering approaches, and presents results of flight testing that demonstrate the applicability of the developed complex to atmospheric monitoring tasks and orbital mission design.

Keywords: atmospheric probe, picosatellite, deployer, CanSat, small satellite constellation

Адрес для переписки:

Юшкевич Е.Д.
Белорусский государственный университет,
пр-т Независимости, 4, г. Минск 220030, Беларусь
e-mail rct.yushkevied@bsu.by

Address for correspondence:

Yushkevich E.D.
Belarusian State University,
Nezavisimosty Ave., 4, Minsk 220030, Belarus
e-mail rct.yushkevied@bsu.by

Для цитирования:

А.С. Ильюшенко, Е.Д. Юшкевич, И.А. Кураков, В.А. Саечников,
А.А. Спиридонов, В.С. Баранова
Разработка экспериментальных моделей пикоспутников и системы
многоаппаратного развертывания для отработки группового
полёта в условиях атмосферы.
Приборы и методы измерений.
2026. Т. 17. № 2. С. 117–130.
DOI: 10.21122/2220-9506-2026-17-2-117-130

For citation:

Ilyushenko AS, Yushkevich ED, Kurakov IA, Saetchnikov VA,
Spiridonov AA, Baranova VS.
Development of Picosatellites' Experimental Models and
a Multi-Device Deployment System for Group Flight Testing
in Atmospheric Conditions.
Devices and Methods of Measurements.
2026;17(2):117-130. (In Russ.).
DOI: 10.21122/2220-9506-2026-17-2-117-130

Введение

Современное развитие малых космических аппаратов демонстрирует устойчивое смещение интереса в сторону компактных платформ: пикоспутники открыли новые возможности для оперативных научных экспериментов, отработки технологий и образовательных программ при кратно меньших затратах по сравнению с традиционными космическими аппаратами (КА). *CubeSat* – стандартизированный формат малых спутников (базовый модуль 1U: 10×10×10 см), изначально созданный как образовательный инструмент для университетов. В условиях современного развития космической отрасли формат *CubeSat* является не только академическим экспериментом, но и основной платформой для создания многоспутниковых орбитальных группировок. Подобные системы обеспечивают большую рабочую зону радиотехнического и оптического охвата за короткий интервал времени, чем одиночные аппараты, что открывает перспективы для развития оперативного дистанционного зондирования, экологического мониторинга, решения различных задач связи и отработки алгоритмов межаппаратного взаимодействия для планируемых орбитальных миссий. Так, к 30 сентября 2024 года было запущено 2714 наноспутников, 2505 из них — формата *CubeSat*, при этом заметно возрастает доля пикоспутников [1]. Среди последних особый интерес представляет формат *PocketQube* (1P: 5×5×5 см, до 250 г): согласно актуальному обзору в *CEAS Space Journal* [2], к 2025 году на орбиту выведено 99 аппаратов данного класса, а наиболее востребованными форм-факторами являются 2P и 3P. Ключевыми ограничениями формата по-прежнему остаются малый ресурс энергосистемы (0,5–1 Вт), отсутствие двигательных установок и ограниченный выбор апробированных деплойерных механизмов (транспортно-пусковых устройств попутного запуска) для группировок. Атмосферные зонды подобного формата развиваются преимущественно в двух параллельных направлениях. Первое – формат *CanSat*, активно используемый в конкурсах ESA (*European Space Agency*) и AAS (*American Astronomical Society*). Цель конкурсных программ – познакомить студентов с полным циклом разработки и эксплуатации КА

в доступном форм-факторе. Аппарат в корпусе объёмом 330 мл выпускается из ракеты на высоте ≈700 м и в ходе парашютного спуска передаёт различную телеметрию на наземную станцию [3]. Примером базовой разработки в рамках конкурса может послужить *CanSat* для мониторинга погоды, где побочной целью являлась устойчивая передача атмосферных данных в реальном времени на дальности до 7 км [4]. Второе направление – испытание аппаратуры *CubeSat* на стратосферных аэростатах: условия на высотах 15–30 км близки к орбитальным по давлению и тепловому режиму и позволяют экономично испытывать бортовую электронику перед запуском [5]; лаборатория реактивного движения НАСА (JPL – *Jet Propulsion Laboratory*) применяли аналогичный подход для предварительной проверки 6U *CubeSat* в рамках программы *Zephyrus X* [6]. *PocketQube* в этой методологии занимает промежуточное положение: в отличие от *CanSat*, он полностью совместим с орбитальной экосистемой компонентов и деплойерных систем, что обеспечивает прямую масштабируемость от атмосферного прототипа к орбитальной миссии без переработки аппаратуры.

Среди орбитальных *PocketQube*-миссий, наиболее близких к предмету настоящей работы по архитектуре, следует выделить: SMOG-1 Будапештского технологического университета (1P, 2021) – первый аппарат, установивший связь в 70-см диапазоне с глобальной сетью наземных станций *SatNOGS* [2]; *FOSSASat-1/2E* компании *Fossa Systems* (2019–2022) – первые *PocketQube* с LoRa-радиоинтерфейсом в рамках масштабируемого IoT-созвездия [7]; *Delfi-PQ* ТУ Делфт (3P, 2022) – проработанная итеративная платформа с MEMS-полезной нагрузкой [8]. Общей чертой всех перечисленных миссий является единый запуск аппарата. Franzese [2] прямо констатирует отсутствие в классе *PocketQube* отработанных решений для многоаппаратного скоординированного развёртывания.

Целью данной работы являлась разработка экспериментальных моделей пикоспутников формата *PocketQube* и аппаратной системы развёртывания для запуска и создания краткосрочной группировки атмосферных зондов. Реализация данной системы позволит отработать технологии контролируемого многоаппаратного развёртывания и межаппаратной коммуникации в условиях атмосферы

и создаст экспериментальную базу для перехода к полноценным орбитальным группировкам класса пикоспутник.

Платформы пикоспутников и атмосферных зондов

Международная классификация малых КА выделяет четыре основных класса по массе: микроспутники (10–100 кг), наноспутники (1–10 кг), пикоспутники (0,1–1 кг) и фемтоспутники (<100 г) [9]. *CubeSat* – наиболее распространённый наноспутниковый формат с базовым модулем 1U – стандартизирован документом CDS (14 редакция, *CubeSat Design Specification*) [10] и насчитывает свыше 2000 орбитальных запусков [1]. *PocketQube* является его уменьшенной версией и относится к классу пикоспутников; стандарт *PocketQube* регламентирует механические интерфейсы, требования к массе, расположение направляющих рельсов и электрические интерфейсы [11]. *CanSat* – атмосферный зонд объёмом ≈330 мл – не имеет жёсткой механической стандартизации и функционирует исключительно в атмосфере; его применение ограничено в основном образовательными соревнованиями [3].

Доступность вышеперечисленных форматов малых КА во многом определяется разнообразием носителей и деплয়েরных систем. Для орбитального запуска *CubeSat* и *PocketQube* применяется попутный вывод на ракетах-носителях через стандартизованные контейнеры: P-POD для 1U–6U *CubeSat* и MRFOD (*Morehead-Roma FemtoSat Orbital Deployer*) или *Albapod* для форматов 1P–3P *PocketQube*. Деплয়ের-

ры обеспечивают пружинное отделение аппарата и исключают его механическое воздействие на основную полезную нагрузку ракеты [12]. Для суборбитальных и атмосферных испытаний доступен значительно более широкий спектр носителей: модели ракет – конкурсный стандарт ESA и AAS, обеспечивают апогей 700 м–3,7 км [3, 11]; стратосферные аэростаты (НАВ, *High-Altitude Balloon*) – поднимают полезную нагрузку до 30–35 км при затратах \$500–2000 [5]; беспилотные летательные аппараты (БПЛА) – обеспечивают сброс с заданной точки при высотах до 400 м, типичных для учебных и демонстрационных миссий. *CanSat*, в свою очередь, может быть запущен с ракеты, аэростата, БПЛА или иными средствами [10]. Геометрические характеристики описанных выше форматов представлены на рисунке 1. Сравнительный анализ трёх форматов приведён в таблице.

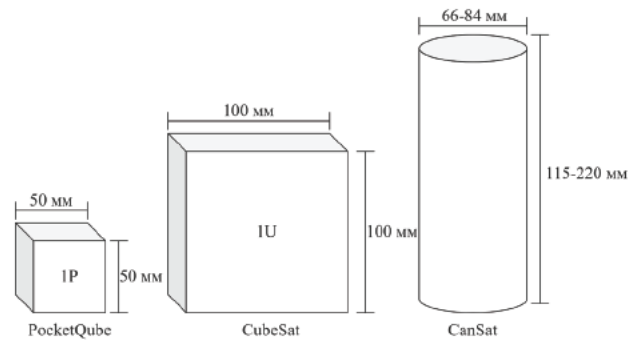


Рисунок 1 – Габаритный чертёж унифицированных форматов малых космических аппаратов и учебных *CanSat*

Figure 1 – Outline drawing of the unified formats of small spacecraft and educational *CanSat*

Таблица / Table

Сравнительные характеристики форматов малых космических аппаратов

Comparative characteristics of small spacecraft formats

Параметр / Parameter	<i>PocketQube</i> (1P)	<i>CubeSat</i> (1U)	<i>CanSat</i>
Размеры / Dimensions	5×5×5 см	10×10×10 см	≈ Ø66×115 мм
Масса / Mass	≤250 г	≤1.33 кг	≤350 г
Энергетика / Power	0.5–1 Вт	1–3 Вт	Батарея ≈ 1 Вт·ч / Battery ≈ 1 W·h
Связь / Communication	UHF / LoRa / FSK	UHF / VHF / S-band	LoRa / 433 MHz
Стандарт / Standard	PocketQube Std. [10]	CDS Rev.14. [12]	ESA CanSat Guideline [3]
Среда работы / Operating conditions	Орбита/атмосфера Orbit/atmosphere	Преим. орбита Predominantly orbit	Только атмосфера Atmosphere only
Аппаратура запуска / Deployment method	MRFOD / Albapod	P-POD / NLAS	Ракета / дрон Rocket / drone
Масштаб. к орбите / Orbit-scalable	Да Yes	Да Yes	Нет No

Как следует из таблицы, *PocketQube* объединяет преимущества обоих форматов: малую стоимость и доступность *CanSat* – с полной совместимостью с орбитальной экосистемой *CubeSat*. Это делает его оптимальной платформой для поэтапной отработки технологий: от атмосферных испытаний – к орбитальной миссии без кардинальной переработки архитектуры аппаратов.

Общее описание системы

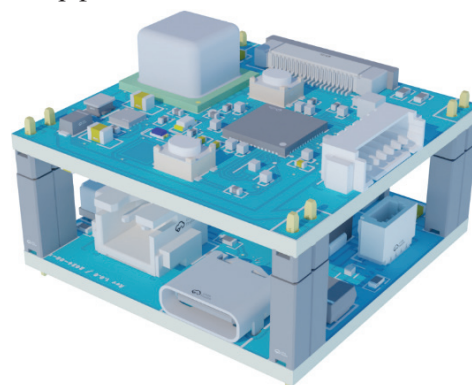
Основной целью исследования являлась разработка, изготовление и испытание комплекса масштабируемых платформ формата *PocketQube* с системой развёртывания, который позволит проводить научно-практические исследования в области проектирования и отработки целевых задач группировок атмосферных зондов и космических аппаратов. В состав разработанного комплекса входят 3 лётных образца пикоспутника формата *PocketQube*, лётный образец аппарата-деплойера с автономной системой выпуска 2-х пикоспутников и портативная наземная станция для реализации полудуплексной схемы связи с лётными моделями пикоспутников и аппаратом-деплойером [13].

Платформа *PocketQube*

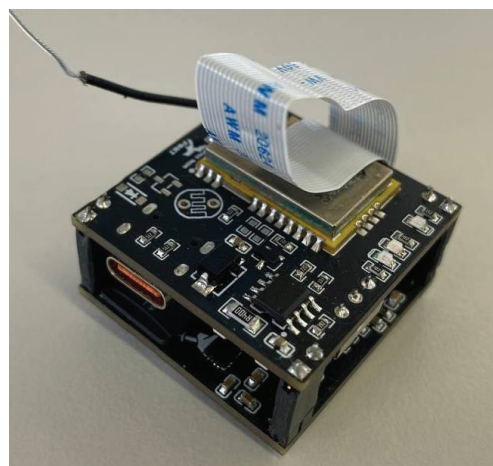
Для разработки лётных моделей *PocketQube* использована модульная архитектура в виде «стека» из двух печатных плат. 3D-модель электроники и экспериментальный образец пикоспутника изображены на рисунке 2а, б, соответственно.

Первая плата из стека является основным вычислительным ядром системы, включает измерительные датчики и спроектирована на базе микроконтроллера *Raspberry Pi RP2040* [14]. 3D-модель первой платы стека представлена на рисунке 3а, б. Выбор данного микроконтроллера обусловлен высокой производительностью его двухъядерного процессора *Cortex-M0+*, достаточным объёмом оперативной памяти, низким энергопотреблением и богатым набором периферийных интерфейсов, включая шины I2C, SPI и UART. Измерительные датчики первой или верхней платы стека представлены инерциальным модулем MPU-6050, регистрирующим ускорение и угловую скорость

по трём осям; магнитометром *HMC5883L*, а также метеокомплексом *BME280*, характерным для атмосферных зондов (измерения температуры, давления и влажности). В рамках дополнительной миссии на первой плате также размещён высокоточный датчик углекислого газа *SCD40*. С учётом того, что лётная модель *PocketQube* исследуется в условиях атмосферы, для гарантированного сохранения всех телеметрических данных, независимо от качества радиосвязи, на первой плате расположен слот для карты памяти *MicroSD*, работающей через SPI-интерфейс.



а



б

Рисунок 2 – 3D-модель электроники (а) и экспериментальный образец (б) лётной модели *PocketQube*

Figure 2 – 3D model of onboard system (а) and an experimental model (б) of *PocketQube* flight model

Вторая плата стека выполняет функции платы питания, связи и расширения. Вторая плата стека показана на рисунке 4а, б. Её центральным элементом является система стабилизации напряжения на основе линейных стабилизаторов,

которые обеспечивают формирование стабильного напряжения 3,3 В для питания цифровых компонентов и микроконтроллера от литий-полимерного аккумулятора номинальным напряжением 3,7 В. Расчёт энергопотребления показал, что выбранной батареи ёмкостью 800 мА·ч достаточно для проведения лётных испытаний в течение более чем 3-х часов.

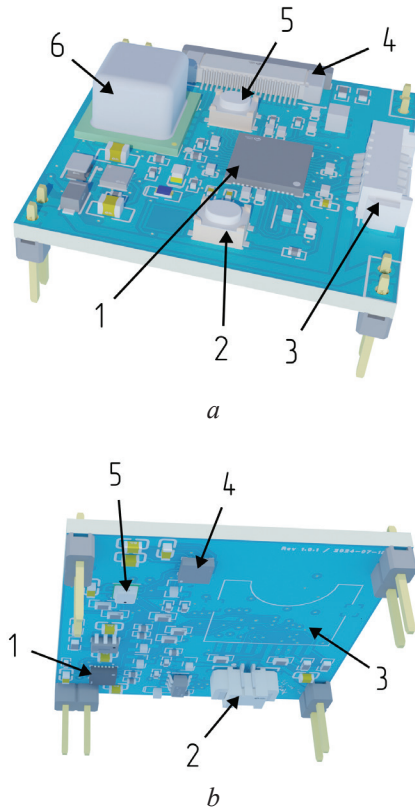


Рисунок 3 – Первая плата стека. *a* – верхняя сторона: 1 – микроконтроллер RP2040; 2 – выбор загрузчика; 3 – разъём отладки; 4 – межплатный шлейф; 5 – сброс микроконтроллера; 6 – датчик углекислого газа. *b* – нижняя сторона: 1 – инерциальный датчик движения; 2 – разъём подключения поискового звукоизлучателя; 3 – SD-карта; 4 – магнитометр; 5 – барометрический датчик

Figure 3 – First PCB of the stack. *a* – top side: 1 – RP2040 microcontroller; 2 – bootloader selection; 3 – debugging connector; 4 – inter-board cable; 5 – microcontroller reset; 6 – carbon dioxide sensor. *b* – bottom side: 1 – inertial motion sensor; 2 – search sound emitter connector; 3 – SD card; 4 – magnetometer; 5 – barometric sensor

Для обеспечения дальней и помехоустойчивой связи на второй плате установлен LoRa-модуль [15] SX1276, работающий на частоте 868 МГц. Для получения точных координат и временных меток на плате размещён компактный

GNSS-модуль M100 mini, обеспечивающий точность позиционирования до 1,5 м СЕР (круговое вероятное отклонение) в условиях открытого неба и без поправок от внешнего RTK модуля (кинематика реального времени), что является типичным значением для автономных GNSS-модулей, используемых в разработке БПЛА [16].

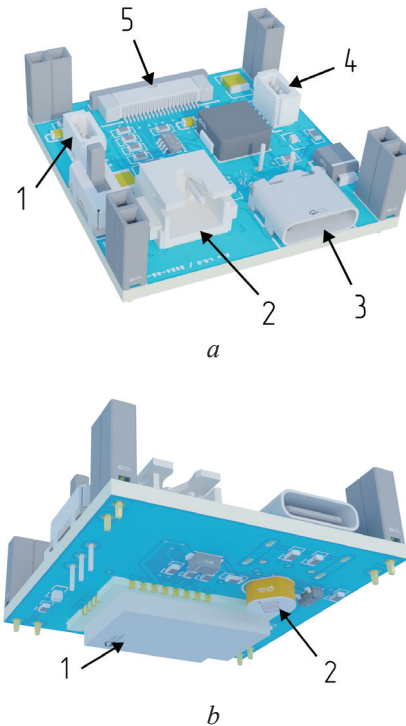


Рисунок 4 – Вторая плата стека. *a* – верхняя сторона: 1 – радиомодуль LoRa; 2 – датчик внешней освещённости. *b* – нижняя сторона: 1 – разъём состояния борта; 2 – разъём аккумуляторной батареи; 3 – USB-разъём зарядки и отладки устройства; 4 – разъём модуля GNSS; 5 – межплатный шлейф

Figure 4 – Second PCB of the stack. *a* – top side: 1 – LoRa radio module; 2 – ambient light sensor. *b* – bottom side: 1 – on-board status connector; 2 – battery connector; 3 – USB charging and debugging connector; 4 – GNSS module connector; 5 – inter-board cable

Кроме того, вторая или нижняя плата стека содержит все необходимые разъёмы для подключения периферийных устройств: сервомоторов механизма отстыковки и системы контроля состояния отстыковки. Процесс проектирования принципиальных схем и разводки печатных плат был выполнен в среде автоматизированного проектирования *EasyEda*. Особое внимание было уделено целостности сигналов и стабильности питания: линии

цифровых интерфейсов (SPI для SD-карты и LoRa, I2C для датчиков) были проложены с учётом требований к длине и согласованию. Для изготовления использовался двухслойный стеклотекстолит FR-4. Бортвые модули отдельных плат монтируются друг на друга через стандартные контактные площадки. Аппараты выполнены в виде модульной конструкции с разборным корпусом [17]. Их конструкция изображена на рисунке 5. В центральной части располагается отсек для бортовой электроники, в нижней части – аккумулятор, в верхней располагается антенна ГНСС-модуля. Для защиты аккумулятора применяются межбортвые пластины. Конструкция предусматривает крепление пикоспутников к выпускному механизму аппарата-деплойера за счёт небольших металлических петель.

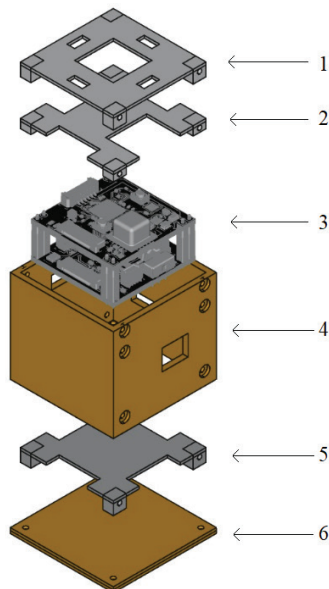


Рисунок 5 – Аппарат *PocketQube*. Модель конструкции: 1 – крышка; 2 – защитная пластина аккумулятора; 3 – электроника аппарата; 4 – основа корпуса; 5 – защитная пластина аккумулятора; 6 – нижняя защитная пластина

Figure 5 – PocketQube probe. Design model: 1 – cover; 2 – battery protection plate; 3 – device electronics; 4 – housing base; 5 – battery protection plate; 6 – lower protection plate

Аппарат-деплойер с выпускным механизмом

Аппарат-деплойер выполняет роль транспортно-пускового контейнера (ТПК), который разработан в форме цилиндра диаметром

80 мм и высотой 189 мм с внутренними функциональными секторами для размещения служебных модулей, выпускного механизма и носимой нагрузки. Цилиндрическая форма аппарата-деплойера обусловлена одной из технологий запуска, при которой аппарат помещается в малую ракету с пневматической системой отстыковки. Экспериментальная высота запуска таких моделей ракет составляет порядка 1,5–2 км. Отстыковка запускаемых зондов происходит при достижении ракеты-носителем апогейной точки полёта. После отстыковки атмосферный зонд осуществляет неуправляемый спуск в режиме свободного падения с использованием парашютной системы спасения.

В предлагаемой схеме запуска аппарата-деплойера реализуется двухэтапная схема развёртывания: 1-й этап – отстыковка аппарата-деплойера от ракеты-носителя и раскрытие парашютной системы, 2-й этап – выпуск пикоспутников с раскрытием и заполнением их парашютных систем. Предстартовая компоновка ракеты-носителя, профиль полёта и схема развёртывания краткосрочной группировки атмосферных зондов представлены на рисунке 6.

Цилиндрический корпус аппарата-деплойера является многоэлементной конструкцией с вертикальной компоновкой и продольными связывающими панелями. Аппарат-деплойер разделён на три функциональных отсека, как показано на рисунке 7. В верхнем отсеке размещены служебные системы управления. В нижней части корпуса выделены два отсека для выпускаемой нагрузки, из которых осуществляется разнонаправленный выброс платформ пикоспутника [18].

В аппарате-деплойере разработан комбинированный механизм выпуска пикоспутников на основе створок, сдвигаемых парашютом, стопорной чеки, сервоуправляемого механизма и штифтового фиксатора с выталкивающей пружиной. Пикоспутник фиксируется за металлическую петлю, встроенную в корпус, штифтом, кинематически связанным с сервомотором. В штатном положении штифт заблокирован предохранительной чекой, интегрированной в электрическую контрольную цепь бортового компьютера аппарата-деплойера. Укороченная стропа, связанная с куполом основного парашюта деплойера,

механически выдёргивает чеку – бортовой компьютер регистрирует размыкание цепи как однозначный сигнал начала процедуры отделения. По команде микроконтроллера мотор сдвигает штифт, и выталкивающая пружина сообщает аппарату начальный импульс, достаточный для удаления на расстояние не

менее 2 м от деплойера. Поскольку два зонда (пикоспутника) ориентированы в противоположных направлениях, суммарное возмущение на аппарат-деплойер при последовательном выпуске взаимно компенсируется. Схема механизма выпуска изображена на рисунке 8.

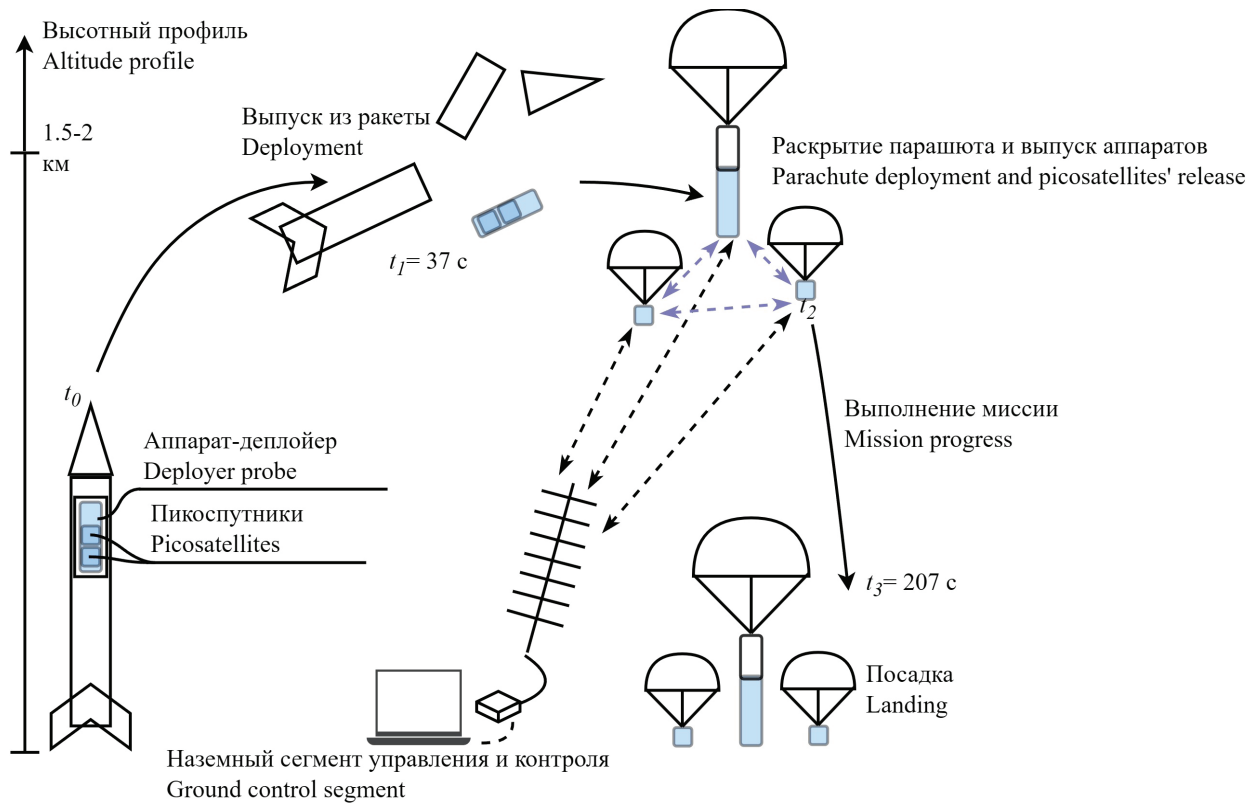


Рисунок 6 – Схема развертывания краткосрочной группировки атмосферных зондов

Figure 6 – Scheme of atmospheric probes short-term grouping deployment

Изготовленный экспериментальный образец аппарата-деплойера представлен на рисунке 9.

Стоит заметить, что известные примеры готовых систем для развёртывания группировки аппаратов в пределах атмосферы отсутствуют. Сравнение с доступными коммерческими ТПК орбитального назначения MRFOD (*Morehead-Roma FemtoSat Orbital Deployer*) [19] и Albarpod v2 (*Alba Orbital*) [20] можно провести лишь по некоторым функциональным критериям (до адаптации конструкции для использования в космическом пространстве). Принципиальное отличие

разработанного аппарата-деплойера от орбитальных ТПК с пружинным механизмом выброса состоит в реализации одновременного и разнонаправленного выпуска нескольких пикоспутников (в разработанной версии – 2 аппарата), что обеспечивает компенсацию реактивного момента и минимизирует возмущение движения несущего аппарата. Кроме того, гибридный пружинно-моторный механизм с программно-управляемым сервоприводом позволяет задавать момент выпуска с точностью до единиц миллисекунд, что недостижимо при использовании чисто пружинных конструкций.

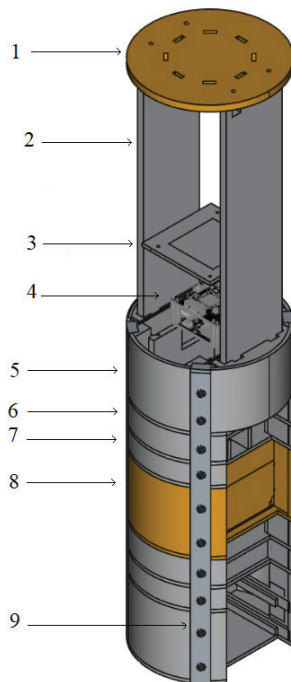


Рисунок 7 – Конструкция аппарата-деплойера: 1 – крышка; 2 – боковые створки; 3 – защитная крышка электроники; 4 – электроника; 5 – отсек бортовой электроники; 6 – отсек системы выпуска; 7 – отсек парашюта пикоспутника; 8 – отсек пикоспутника; 9 – боковые крепления

Figure 7 – Deployer probe design: 1 – cover; 2 – side flaps; 3 – protective electronics cover; 4 – electronics; 5 – onboard electronics compartment; 6 – deployment system compartment; 7 – picosatellite parachute compartment; 8 – picosatellite compartment; 9 – side fasteners

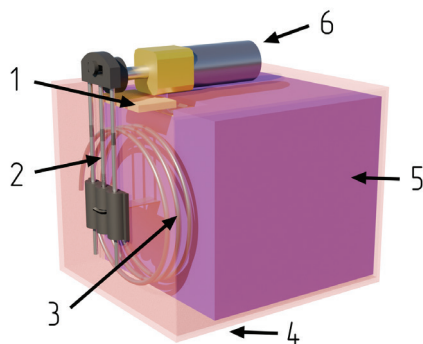


Рисунок 8 – Схема выпускного механизма: 1 – контактная площадка состояния борта; 2 – выдвижной штифт отстыковки; 3 – выталкивающая пружина; 4 – отсек корпуса аппарата деплойера; 5 – отделяемый пикоспутник; 6 – мотор с редуктором

Figure 8 – Deployment mechanism diagram: 1 – contact pad; 2 – retractable undocking pin; 3 – ejector spring; 4 – compartment of the deployer apparatus; 5 – detachable picosatellite; 6 – motor with a reduction gear

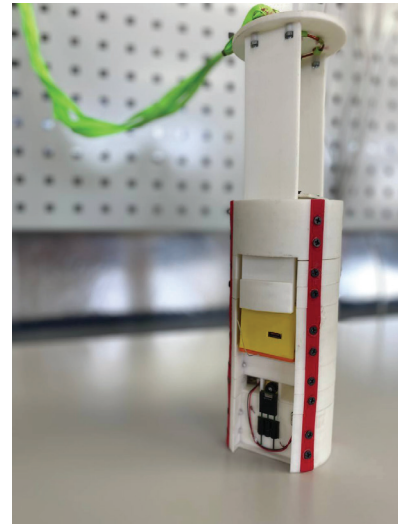


Рисунок 9 – Экспериментальный образец аппарата-деплойера с открытыми створками выпускной системы

Figure 9 – Experimental model of the deployer with open deployment system flaps

Наземный сегмент

В качестве наземного сегмента разработана портативная наземная станция для связи с запускаемыми аппаратами и управления миссией развёртывания краткосрочной группировки. В аппаратную реализацию наземной станции включены диодные индикаторы ключевых событий выполнения миссии, конфигурация которых может изменяться в зависимости от контролируемых процессов. Портативная станция разработана на базе микроконтроллера RP2040 и модуля приёмопередатчика E32-900M20S с возможностью обработки и формирования как LoRa (*Long Range*) модулированного сигнала (основной тип модуляции), так и сигнала с частотной манипуляцией (FSK – *Frequency Shift Keying*). Наземная станция работает в полудуплексном режиме и обеспечивает как приём телеметрической информации с целевых аппаратов, так и отправку команд управления.

Результаты: экспериментальная миссия развёртывания краткосрочной группировки атмосферных зондов

Программное обеспечение пикоспутников и наземной станции разработано с использованием языка C/C++ и официального *Software*

Development Kit (SDK) для микроконтроллера RP2040. Для реализации программной архитектуры в виде многозадачной модели с параллельным выполнением критически важных процессов использована операционная система реального времени FreeRTOS. На каждом из тестируемых аппаратов были созданы независимые задачи с приоритетами для сбора данных с датчиков, записи на SD-карту, обработки радиосвязи и управления выпускным механизмом. Межзадачное взаимодействие и обмен данными, такими как телеметрические пакеты и управляющие команды, организованы через очереди (*queues*) и мьютексы (*mutexes*) FreeRTOS, что гарантирует целостность сбора и передачи информации, а также предотвращает конфликты при доступе к общим интерфейсам, таким как шина I2C или SPI.

В рамках экспериментальной миссии запуска в атмосферу разработанных аппарата-деплойера и пикоспутников реализован сценарий взаимодействия (протокол связи) для имитации выполнения группового орбитального полёта. Проверялась возможность организации защищённой передачи данных с аппарата-деплойера на наземную станцию в запросном режиме. Запросный режим реализован по динамическому (временному) паролю, части которого генерируются пикоспутниками группировки и транслируются в канал радиосвязи, прослушиваемый как аппаратом-деплойером, так и наземной станцией. Аппарат-деплойер и наземная станция формируют рабочий пароль согласно единому алгоритму – деплойер для верификации, а наземная станция для доступа к данным. В принятой конфигурации аппарат-деплойер выступает в роли основного узла с функциями координатора группировки, сервера хранения и резервирования данных. Пикоспутники, в свою очередь, организуют сбор информации и обеспечивают доступ наземной станции к данным аппарата-деплойера за счёт генерации ключей.

В ходе этапа лётных испытаний, нацеленного на тестирование радиосвязи, устойчивый приём телеметрии по LoRa-каналу на частоте 868 МГц обеспечивался на удалении вплоть до 2 км. Данная дальность согласуется с расчётным энергетическим бюджетом радиолинии: модуль E32-900M20S при мощности передатчика +20 дБм и чувствительности приёмника 137 дБм обеспечивает запас по затуханию

свободного пространства порядка 157 дБ, что при условиях прямой видимости соответствует теоретической дальности более 10 км.

Для проведения тестовых испытаний выпускного механизма аппарата-деплойера, развёртывания краткосрочной группировки атмосферных зондов на базе разработанных пикоспутников, а также реализации защищённой передачи данных использовался запуск с беспилотного летательного аппарата. Высота сброса составила 200 м при высоте подъёма более 350 м. В результате сброса и после получения прерывания по установленному факту раскрытия парашюта, деплойер инициировал процедуру выпуска пикоспутников, а затем создал отдельную задачу для управления сеансом связи. При выполнении этой задачи деплойер отправлял команды пикоспутникам на генерацию частей пароля, принимал пакеты телеметрии и части служебного ключа, выполнял верификацию и формировал телеметрический пакет для наземной станции. Наземная станция обеспечивала приём частей пароля, формировала служебный ключ и отправляла запрос на аппарат-деплойер, после чего осуществляла приём и декодирование телеметрии.

Телеметрические данные сенсорных систем, полученные по запросу наземной станции с аппарата-деплойера, а также с резервных логов, позволили построить графики атмосферных профилей температуры и давления, которые показали физически обоснованную зависимость параметров от высоты при спуске аппарата-деплойера и пикоспутников в режиме свободного падения; реконструировать динамику полёта, включая стадию вращения пикоспутников после выпуска из аппарата-деплойера по данным с акселерометра и гироскопа; детально восстановить профиль полёта по данным GPS-модуля. Динамика изменения физических параметров телеметрических данных представлена на графиках рисунка 10.

На этапе активного участка полёта датчики MPU6050 зафиксировали плавный рост перегрузок. Момент отделения аппарата от носителя был чётко зарегистрирован по резкому падению ускорения до нулевых значений (21-я минута). Раскрытие парашютов можно идентифицировать скачком давления в данных BME280. Профиль полёта, восстановленный по данным GPS-модуля представлен на рисунке 11.

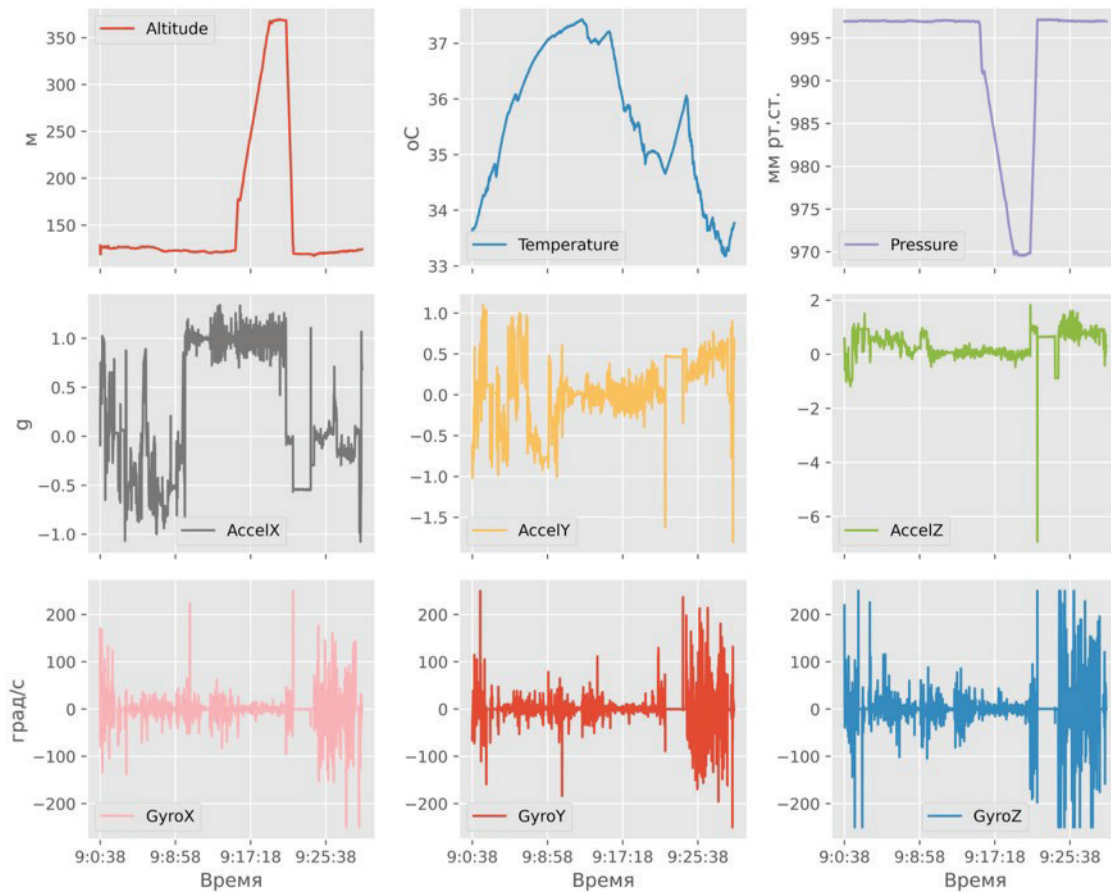


Рисунок 10 – Динамика изменения физических параметров телеметрических данных

Figure 10 – Dynamic changes of physical parameters' telemetry data



Рисунок 11 – Профиль полёта при тестовом запуске краткосрочной группировки атмосферных зондов: 1 – подъём БПЛА; 2 – рабочая траектория БПЛА; 3 – отстыковка и спуск пикоспутников

Figure 11 – Flight profile during the test launch of the short-term atmospheric probe group: 1 – UAV ascent; 2 – UAV operational trajectory; 3 – deployment and descent of picosatellites

Оценка точности позиционирования в динамическом режиме выполнена путём сравнения GPS-трека аппаратов с референсной

траекторией БПЛА-носителя, определённой по бортовой системе навигации БПЛА (с установленным RTK модулем, точность до 2 см).

Отклонение восстановленного по данным модуля M100 mini трека пикоспутников от референсной траектории на участке до отстыковки составило от 1,5 до 2 м, что соответствует паспортной погрешности модуля в условиях динамического полёта. Стоит заметить, что скорость спуска аппаратов в режиме свободного падения составляет около 5–7 м/с, что является малым значением для существенного влияния скорости на точность позиционирования GPS.

Заключение

Разработана архитектура модели пикоспутника формата *PocketQube*; спроектированы и изготовлены бортовые модули, обеспечивающие энергоснабжение (более трёх часов непрерывной работы без заряда), сбор телеметрии бортовых систем (инерциальный модуль, магнитометр, GPS модуль, метеокомплекс, датчик углекислого газа) и радиосвязь (LoRa модулированный сигнал, частота 868 МГц); изготовлены экспериментальные образцы 3-х пикоспутников; разработана конструкция и изготовлен опытный образец аппарата-деплойера с автономной системой выпуска двух пикоспутников; создана портативная наземная станция для реализации полудуплексной схемы связи с лётными моделями пикоспутников и аппаратом-деплойером. Проведён комплекс автономных испытаний бортовой электроники, радиоканала связи, выпускной системы и отстыковки двух аппаратов, а также реализации миссии защищённого взаимодействия аппаратов в группировке при запуске аппарата-деплойера с беспилотного летательного аппарата (высота сброса составила 200 м). Данные с бортовых систем, полученные во время тестовых испытаний межаппаратной связи в группировке и с наземной станцией (в запросном режиме) позволили восстановить динамику полёта, включая стадии срабатывания выпускного механизма аппарата-деплойера, отстыковки и раскрытия парашюта пикоспутников, а также детально восстановить полный профиль полёта по данным GPS-модуля.

Разработанная платформа пикоспутника с транспортно-пусковым аппаратом позволит отработать технологии управляемого развёртывания краткосрочной группировки, межаппаратной защищённой коммуникации и выполнения целевых миссий в пределах

атмосферы, а также создаст экспериментальную базу для перехода к полноценным орбитальным группировкам класса пикоспутник.

Список использованных источников

1. Kulu, E. CubeSats & Nanosatellites: 2024 Statistics, Forecast and Market Analysis / E. Kulu // 75th International Astronautical Congress (IAC-2024). – Milan, Italy : International Astronautical Federation, 2024.
2. Franzese, V. PocketQube picosatellites: survey of missions and technologies / V. Franzese // CEAS Space Journal. – 2025. – Vol. 17. – P. 1007–1018. DOI: 10.1007/s12567-025-00603-0
3. CanSat Guidelines 2025-2026 [Электронный ресурс] / European Space Agency (ESA). – Режим доступа: <https://cansat.esa.int>. – Дата доступа: 15.02.2026.
4. CanSat: Design, Development, and Deployment of Open-Source Weather Monitoring Nano-Satellite / T. Alam, M. Javed, A.R. Qureshi [et al.] // 2024 4th International Conference on Digital Futures and Transformative Technologies (ICoDT2). – Islamabad, Pakistan, 2024. – P. 1–8. DOI: 10.1109/ICoDT262145.2024.10740189
5. Lay, K.S. High altitude balloon testing of Arduino and environmental sensors for CubeSat prototype / K.S. Lay, L. Li, M. Okutsu // HardwareX. – 2022. – Vol. 12. – Art. e00329. DOI: 10.1016/j.ohx.2022.e00329
6. Foust, R. Utilizing High Altitude Balloons as a Low-Cost CubeSat Test Platform / R. Foust [et al.] // 2020 IEEE Aerospace Conference. – Big Sky, MT : IEEE, 2020. DOI: 10.1109/AERO47225.2020.9172333
7. FOSSASat-2E Constellation: Unleashing Space-based SatIoT for Industrial Applications through Picosatellites / J. Fernandez, A. Quijano Rivas, M. Parvej [et al.] // Proc. 73rd Int. Astronautical Congress (IAC-2022). – Paris: International Astronautical Federation, 2022.
8. Utility and constraints of PocketQubes / J. Bouwmeester, S. Radu, M.S. Uludag [et al.] // CEAS Space Journal. – 2020. – Vol. 12, № 2. – P. 573–586. DOI: 10.1007/s12567-020-00300-0
9. CubeSat: A new generation of picosatellite for education and industry low-cost space experimentation / H. Heidt, J. Puig-Suari, A. Moore [et al.] // 14th Annual AIAA/USU Small Satellite Conf. – Logan : Utah State University, 2000. – SSC00-V-5.
10. CubeSat Design Specification (CDS). Rev. 14.1 [Электронный ресурс] / The CubeSat Program, Cal Poly SLO. – 2022. – Режим доступа: <https://www.cubesat.org>. – Дата доступа: 24.02.2026.
11. PocketQube Standard, Issue 1 [Электронный ресурс] / GAUSS Srl, Morehead State University, Kentucky Space. – 2018. – Режим доступа: <https://www.gaussteam.com>. – Дата доступа: 24.02.2026.

12. Chun, C. The CanSat Compendium: A Review of Scientific CanSats / C. Chun, M.H. Tanveer, S. Chakravarty // *Machines*. – 2023. – Vol. 11, № 7. – Art. 675. **DOI:** 10.3390/machines11070675

13. Юшкевич Е.Д. Система развертывания и управления группировки малоразмерных атмосферных зондов / Е.Д. Юшкевич [и др.] // Компьютерные технологии и анализ данных (CTDA'2024): материалы IV Междунар. науч.-практ. конф., Минск, 25–26 апр. 2024 г. – Минск: БГУ, 2024. – С. 129–132.

14. Юшкевич Е.Д. Разработка экспериментальных моделей пикоспутников и выпускной системы для запусков в атмосферу / Е.Д. Юшкевич [и др.] // Девятый Белорусский космический конгресс, 21–23 октября 2025 г., Минск: материалы конгресса: в 2 т. – Минск: Объединенный институт проблем информатики НАН Беларуси, 2025. – Т. 1. – С. 140–143.

15. Bendoukha, H.A. Link margin assessment for CubeSat using long range communication system / H.A. Bendoukha // *International Review of Aerospace Engineering (IREASE)*. – 2022. – Vol. 15, No. 4. – Pp. 183–191. **DOI:** 10.15866/irease.v15i4.21970

16. Гецов, П. Высокоточные беспилотные летательные аппараты – методы и средства ГНСС-позиционирования / П. Гецов, С. Начев, Ванг Бо, Д. Зафиров // Исследование Земли из космоса. – 2019. – № 1. – С. 84–91.

DOI: 10.31857/S0205-96142019184-91

17. Юшкевич Е.Д. Разработка экспериментальных моделей пикоспутников и выпускной системы для запусков в атмосферу / Е.Д. Юшкевич [и др.] // *Rus-NanoSat-2025: сб. тезисов докл. VI рос. симпозиума по наноспутникам с междунар. участием*. – Самара : Изд-во Самар. ун-та, 2025. – С. 175–177.

18. Юшкевич Е.Д. Разработка системы развертывания группировки сверхмалых атмосферных зондов / Е.Д. Юшкевич [и др.] // *Приборостроение – 2025*, Минск, 13–15 ноября 2025: материалы 18-й Междунар. науч.-техн. конф. – Минск: БНТУ, 2025. – С. 371–372.

19. Morehead State University. MRFOD (Morehead-Roma FemtoSat Orbital Deployer) [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.moreheadstate.edu/academics/colleges/science/engineering-sciences/space-science-center/space-missions>. – Дата доступа: 05.04.2026.

20. Alba Orbital. Alapod v2: PocketQube deployer [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.albaorbital.com/deployers>. – Дата доступа: 01.04.2026.

References

1. Kulu E. CubeSats & Nanosatellites: 2024 Statistics, Forecast and Market Analysis. 75th International

Astronautical Congress (IAC-2024). Milan, Italy: International Astronautical Federation, 2024.

2. Franzese V. PocketQube picosatellites: survey of missions and technologies. *CEAS Space Journal*. 2025;17:1007-1018. **DOI:** 10.1007/s12567-025-00603-0

3. CanSat Guidelines 2025-2026 [Electronic resource] / European Space Agency (ESA). Mode of access: <https://cansat.esa.int>. Date of access: 15.02.2026.

4. Alam T, Javed M, Qureshi AR. [et al.]. CanSat: Design, Development, and Deployment of Open-Source Weather Monitoring Nano-Satellite. 2024 4th International Conference on Digital Futures and Transformative Technologies (ICoDT2). Islamabad, Pakistan, 2024;1-8.

DOI: 10.1109/ICoDT262145.2024.10740189

5. Lay KS, Li L, Okutsu M. High altitude balloon testing of Arduino and environmental sensors for CubeSat prototype. *HardwareX*. 2022;12:Art. e00329.

DOI: 10.1016/j.ohx.2022.e00329

6. Foust R. [et al.]. Utilizing High Altitude Balloons as a Low-Cost CubeSat Test Platform. 2020 IEEE Aerospace Conference. Big Sky, MT: IEEE, 2020.

DOI: 10.1109/AERO47225.2020.9172333

7. Fernandez J, Quijano Rivas A, Parvej M. [et al.]. FOSSASat-2E Constellation: Unleashing Space-based SatIoT for Industrial Applications through Picosatellites. *Proc. 73rd Int. Astronautical Congress (IAC-2022)*. Paris : International Astronautical Federation, 2022.

8. Bouwmeester J, Radu S, Uludag MS. [et al.] Utility and constraints of PocketQubes. *CEAS Space Journal*. 2020;12(2):573-586. **DOI:** 10.1007/s12567-020-00300-0

9. Heidt H, Puig-Suari J, Moore A. [et al.]. CubeSat: A new generation of picosatellite for education and industry low-cost space experimentation. 14th Annual AIAA/USU Small Satellite Conf. Logan: Utah State University, 2000. SSC00-V-5.

10. CubeSat Design Specification (CDS). Rev. 14.1 [Electronic resource] / The CubeSat Program, Cal Poly SLO. 2022. Mode of access: <https://www.cubesat.org>. Date of access: 24.02.2026.

11. PocketQube Standard, Issue 1 [Electronic resource] / GAUSS Srl, Morehead State University, Kentucky Space. 2018. Mode of access: <https://www.gaussteam.com>. Date of access: 24.02.2026.

12. Chun C, Tanveer MH, Chakravarty S. The CanSat Compendium: A Review of Scientific CanSats. *Machines*. 2023;11(7):Art. 675. **DOI:** 10.3390/machines11070675

13. Yushkevich ED, Kurakov IA, Boreyko DA, Ilyushenko AS. [et al.]. Deployment and control system for a constellation of small atmospheric probes. *Computer Technologies and Data Analysis (CTDA'2024): Proc. of the IV Int. Scientific and Practical Conf., Minsk, Apr 25–26, 2024*. Minsk: BSU. 2024:129-132.

14. Yushkevich ED, Kurakov IA, Boreyko DA, Ilyushenko AS. [et al.]. Development of experimental

picosatellite models and a deployment system for atmospheric launches. Ninth Belarusian Space Congress, Oct 21–23, 2025, Minsk : Congress proceedings: in 2 vols. Minsk: United Institute of Informatics Problems of the NAS of Belarus. 2025;1:140-143.

15. Bendoukha HA. Link margin assessment for CubeSat using long range communication system. International Review of Aerospace Engineering (IREASE). 2022;15(4):183-191.

DOI: 10.15866/irease.v15i4.21970

16. Getsov P, Nachev S, Bo Wang, Zafirov D. Precision drones – methods and means of GNSS-positioning. *Issledovanie Zemli iz kosmosa*. 2019;(1):84-91.

DOI: 10.31857/S0205-96142019184-91

17. Yushkevich ED, Kurakov IA, Boreyko DA, Ilyushenko AS. [et al.]. Development of experimental picosatellite models and a deployment system for atmospheric

launches. RusNanoSat-2025: Abstracts of the VI Russian Symposium on Nanosatellites with Int. Participation. Samara: Samara Univ. Press. 2025:175-177.

18. Yushkevich ED, Kurakov IA, Boreyko DA, Ilyushenko AS. [et al.]. Development of a deployment system for a constellation of ultra-small atmospheric probes. *Priborostroyenie – 2025*, Minsk, Nov 13–15, 2025: Proc. of the 18th Int. Scientific and Technical Conf. Minsk: BNTU. 2025:371-372.

19. Morehead State University. MRFOD (Morehead-Roma FemtoSat Orbital Deployer) [Electronic resource]. Mode of access: <https://www.moreheadstate.edu/academics/colleges/science/engineering-sciences/space-science-center/space-missions>. Date of access: 05.04.2026.

20. Alba Orbital. Albapod v2: PocketQube deployer [Electronic resource]. Mode of access: <https://www.alba-orbital.com/deployers>. Date of access: 01.04.2026.