

ОЛИМПИАДА ШКОЛЬНИКОВ «ШАГ В БУДУЩЕЕ»
НАУЧНО-ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ СОРЕВНОВАНИЕ
«ШАГ В БУДУЩЕЕ, МОСКВА»

37426

регистрационный номер

СПЕЦИАЛЬНОЕ МАШИНОСТРОЕНИЕ

СМ1

РАЗРАБОТКА СТРАТОСФЕРНОГО СПУТНИКА
ФОРМАТА CUBESAT

Автор:

Левент Денис Вейсиевич,

МБОУ «СОШ №20 им. А.А. Хмелевского», 11Б класс.

Научный руководитель:

Пиккиев Валерьян Алексеевич,

Юго-Западный Государственный Университет,

*Кандидат технических наук, доцент кафедры Вычислительной
Техники.*

КУРСК 2023

Разработка стратосферного спутника формата CubeSat

Аннотация

Целью проекта является разработка и летное испытание стратосферного аппарата в формате CubeSat-2U, а также описание методов и конструктивных решений, позволивших создать первую в мире успешно отработавшую спутниковую группировку в атмосфере.

Основной задачей аппарата является формирование в атмосфере одноранговой спутниковой сети, состоящей из главного аппарата и четырех независимых пикоспутников (пикоспутники отделяются от главного аппарата в процессе полета). Сеть позволяет проводить масштабные тропосферные и стратосферные исследования за счет охвата огромного пространства, что достигается при помощи разнесения аппаратов на определенную дистанцию. Также одной из главных задач является изучение распределения мощности ультрафиолетового излучения в зависимости от высоты.

Аппарат разработан на базе формата CubeSat-2U с дополнительными модификациями. Основными материалами конструкции служат дюраль, алюминий, композитный пластик и органическое стекло. Габариты составляют 290x240x250 мм (с учетом антенного модуля), масса – 1480 грамм.

Электроника аппарата обеспечивает отработку основных технических и исследовательских задач, позволяет проводить замеры основных параметров полета, параметров атмосферы, передавать данные при помощи радиоканала, а также записывать их на встроенные блоки памяти. Все узлы электроники спроектированы самостоятельно, без использования различных платформ и конструкторов.

Программно-математический комплекс обеспечивает синхронизированную и корректную работу аппаратов и состоит из ПО главного спутника, ПО пикоспутников, ПО Центра Управления Полетом. ЦУП, помимо приема пакетов телеметрии, осуществляет контроль над алгоритмами работы всех аппаратов, а также в реальном времени визуализирует спутниковую сеть и ориентацию аппаратов в пространстве, производит построение трехмерного градиента распределения температуры и графиков телеметрии.

По результатам летного испытания, проведенного в июле 2023 года, разработанный аппарат был запущен на высоту 21,5 км при помощи стратосферного зонда. В ходе полета была успешно сформирована и протестирована спутниковая сеть, а также отработаны сторонние механизмы и алгоритмы. При помощи разработанного Центра Управления Полетом было принято около 99% пакетов телеметрии.

Содержание

1. Введение.....	4
2. Описание структуры главного аппарата	6
2.1. Бортовая электроника	6
2.2. Конструкция.....	12
3. Описание структуры пикоспутников	20
4. Центр управления полетом	23
5. Циклограмма полета	24
6. Анализ полученных данных	25
7. Заключение	31
8. Список использованных источников	33
9. Приложения	34
Приложение А. Расчет энергопотребления.	34
Приложение Б. Массогабаритные характеристики главного аппарата.	35
Приложение В. Сборочный чертеж.....	37
Приложение Г. Крепление аппарата.....	38
Приложение Д. Сборочный чертеж пикоспутника.....	39
Приложение Е. Сведения по радиообеспечению.....	40
Приложение Ж. Графики телеметрии пикоспутников.	42

1. Введение

На данный момент в мире большое распространение получил формат малых космических аппаратов CubeSat [1]. Наноспутники этого форм-фактора просты и дешевы в создании, но в то же время они являются идеальной платформой для проведения различного рода исследований, а также конструктивно малых инженерно-технических экспериментов. Благодаря этому, разработка таких спутников стала доступна многим техническим ВУЗам и инженерно-конструкторским бюро.

Одной из инновационных идей в области конструирования наноспутников является применение группировок CubeSat'ов в формате «роя». Такие группировки обеспечивают улучшенную автономную пространственную и временную разрешающую способность. Системы связи на основе роев CubeSat имеют существенные достоинства, такие как взаимодействие сетей связи, более высокая скорость передачи данных, экономия полосы частот, снижение частоты выхода из строя, способность обеспечивать глобальную зону покрытия и измерений.

Конструктивный форм-фактор CubeSat, помимо применения в области космических запусков, активно используется при создании аппаратов для исследования нижних слоев атмосферы. В последние годы данное направление активно развивается, в том числе разрабатываются готовые инженерные и образовательные решения для студентов и школьников [2, 3].

В открытых источниках информации достаточно работ на тему готовых решений для создания как отдельного наноспутника, так и их группировки в космосе [4]. Но, несмотря на это, не было найдено работ на тему применения формата группировки в стратосферном запуске, хотя представленное направление является интересным и инновационным с точки зрения исследования атмосферы. Применение спутниковой группировки в стратосфере имеет схожие с космической реализацией преимущества.

Целью работы является разработка и летное испытание стратосферного аппарата в формате CubeSat-2U, а также описание методов и конструктивных решений, позволивших создать первую в мире успешно отработавшую спутниковую группировку в атмосфере.

2. Описание структуры главного аппарата

2.1. Бортовая электроника

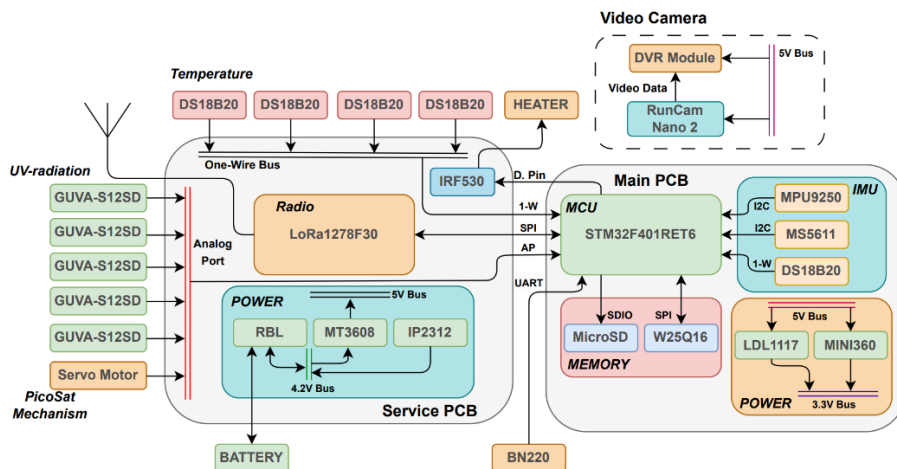


Рис. 1. Структурно-функциональная схема главного аппарата.

Основой электроники являются платы Main PCB и Service PCB. Большая часть датчиков и устройств завязаны на взаимодействии с главной платой Main. Внешняя сборка аккумуляторов «BATTERY» состоит из четырех литий-ионных аккумуляторов формата 18650 емкостью 2600 мАч (Приложение А) и подключается на плату Service. Посредством модуля RBL реализуется включение/отключение аппарата посредством пусковой чеки. Затем входные 4.2В при помощи импульсного преобразователя MT3608 повышаются до 5 вольт (Шина 5В – общая для всех узлов аппарата). Для питания модулей, требующих 3.3 вольта, реализован соответствующий блок на плате Main. В стандартном режиме работы, шина 3.3В образуется за счет преобразования 5В при помощи импульсного преобразователя Mini360. Включение отладочного режима позволяет запрограммировать плату Main без платы Service, и в таком случае шина 3.3В образуется за счет линейного стабилизатора LDL1117L, а линия 5В идет напрямую от USB. Помимо этого, при помощи модуля IP2312 можно заряжать аккумуляторы напрямую от USB во время отладки и работы со спутником.

На плате Main располагаются основные датчики (Блок IMU): MPU9250 (Акселерометр, магнитометр, гироскоп), MS5611 (Барометр), DS18B20

(Термометр). В качестве выносных дополнительно присутствуют 4 термометра DS18B20, распределяемых по всем модулям спутника. Контроль температуры каждой части аппарата позволяет косвенно судить о состоянии того или иного модуля. Для реализации эксперимента по исследованию ультрафиолетового излучения выбраны аналоговые модули GUVA-S12SD (Выбор конкретно этих датчиков основан на данных, приведенных в сопроводительной технической документации, благодаря которым можно конвертировать измеряемый аналоговый сигнал в физические единицы измерения).

Для отслеживания местоположения аппарата применяется GPS BN220. Заводские настройки данного модуля не позволяют использовать его в рамках стратосферного полета из-за ограничений по высоте и низкой скорости приемо-передачи данных. Данная проблема решается перепрограммированием через утилиту U-Center. При помощи нее была изменена динамическая модель модуля на более подходящую, вследствие чего сняты критичные ограничения по высоте и скорости. Также изменена частота опроса данных на 10 Гц.

Блок MEMORY обеспечивает запись телеметрии на карту памяти MicroSD и внешнюю микросхему Flash-памяти W25Q16. MicroSD подключается к микроконтроллеру напрямую через разъем с аппаратным интерфейсом SDIO. Микросхема flash-памяти служит в качестве аварийного самописца телеметрии, на случай внештатной ситуации с MicroSD картой.

Для передачи данных по радиоканалу применяется радиомодуль LORA1278F30, расположенный на плате Service. Данный модуль работает в диапазоне 433 МГц, который является наиболее удобным в рамках стратосферного аппарата: при соответствующей длине волны, размер антенн не столь велик, как, например, в диапазоне 144 МГц, при этом, прохождение сигнала в разы лучше, нежели чем у более высокочастотных диапазонов. Помимо этого, данный передатчик использует модуляцию LoRa, которая за счет снижения скорости передачи данных, при относительно низкой мощности

сигнала способна передавать пакеты на огромные расстояния. По опыту стратосферных запусков, данный модуль при правильных настройках может работать на расстояниях до 200 километров.

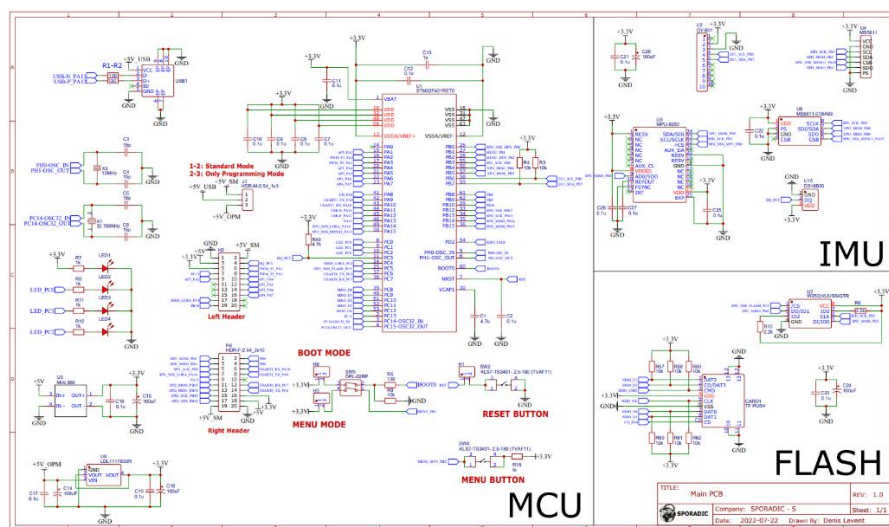


Рис. 2. Принципиальная электрическая схема платы Main.

Программирование и отладка микроконтроллера U1 осуществляется при помощи USB разъема USB1. Перед прошивкой необходимо ввести МК в режим программирования посредством переключки на гребенке H8 и кнопки SW5. Перезагрузка спутника удобно осуществляется при помощи кнопки SW2 (При наличии переключки на гребенке H1). Также, есть возможность программной реализации «Меню» спутника, необходимого для переключения между режимами работы алгоритмов (Стандартный, калибровка, чтение данных Flash). Тактирование МК осуществляется посредством двух кварцевых резонаторов X1 (Часовой на 32.768кГц) и X2 (Основной на 25МГц). Переключки H1, H3, H8 при отладке почти всегда надеты, но на время полета снимаются: данный механизм является защитным от случайной перезагрузки спутника или активации режима программирования. Гребенка J1 задает режим работы платы Main: при переключке на контактах 1-2 спутник работает в стандартном режиме; при переключке на контактах 2-3 спутник работает в режиме, при котором доступна лишь прошивка спутника. Второй режим

полезен в случае, когда, например, необходимо заменить плату Main без использования платы Service.

Плата совместима как с отдельными датчиками, так и с модулями, в составе которых они имеются. Таким образом, на выбор можно использовать: U4 или U8; U2 или U9.

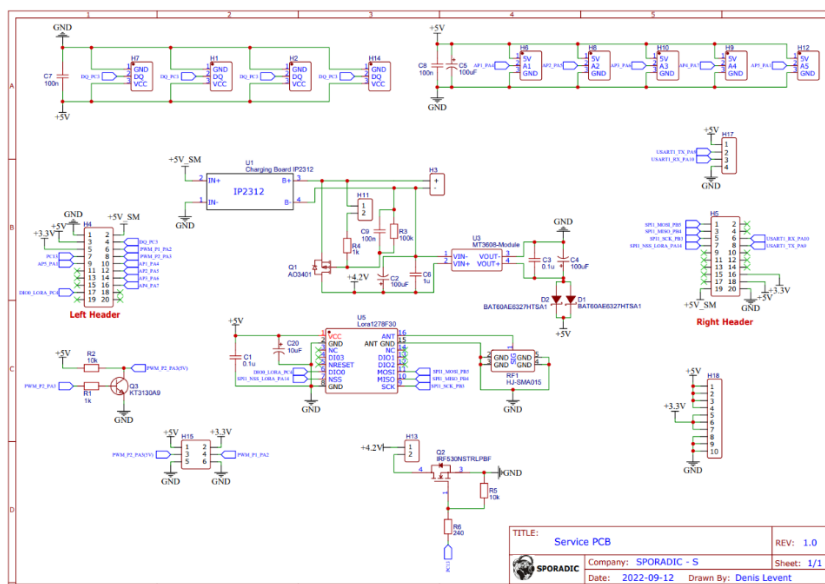


Рис. 3. Принципиальная электрическая схема платы Service.

Узел RBL, расположенный на плате Service, основан на полевом транзисторе P-типа (Q1). В случае, когда чека RBL, подключенная на гребенку H11, вставлена, база транзистора подтянута к положительному выводу аккумулятора через резистор R4, следовательно транзистор находится в закрытом состоянии и не пропускает ток. В таком режиме присутствует ток утечки величиной $\sim 4 \times 10^{-5} \text{ A}$, что не является критическим значением даже при длительной транспортировке аппарата. При выдергивании чеки, на базу транзистора попадает отрицательный потенциал, и он открывается.

Для более тонкого контроля температуры нагревательного элемента блока АКБ также применяется ШИМ: открывая и закрывая транзистор Q2 по соответствующему алгоритму можно добиться плавной настройки температуры нагрева.

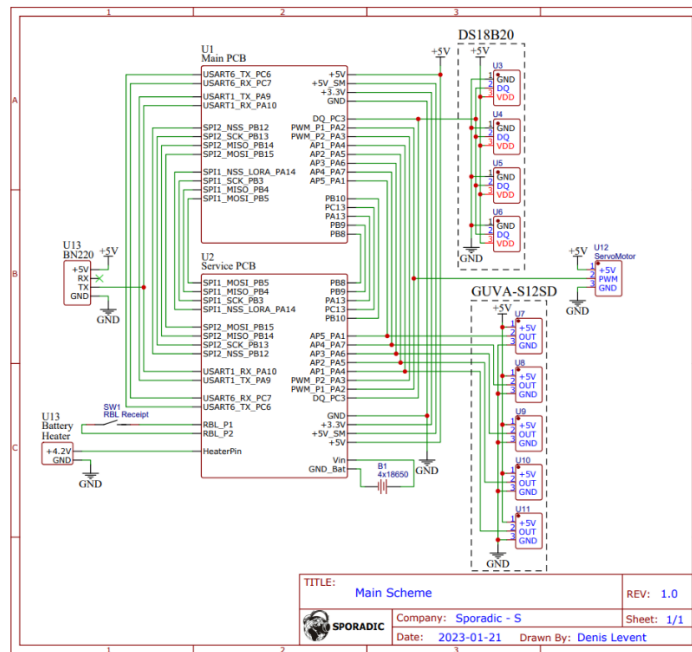


Рис. 4. Общая электрическая схема аппарата.

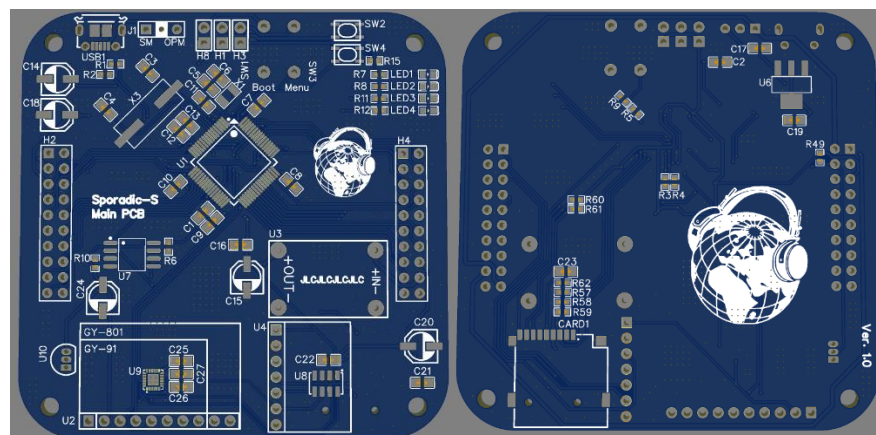


Рис. 5. Плата Main.

При помощи САПР EasyEDA по спроектированным схемам были разработаны печатные платы. Топология компонентов обусловлена электрическими связями, а также доступностью взаимодействия с ними. Во избежание лишних индуктивностей и емкостей, дорожки имеют минимальное количество переходных отверстий. Особое внимание уделено линиям кварцевых резонаторов, а также необходимым для работы STM32 конденсаторам. Для удобного интегрирования в корпус аппарата платы имеют крепежные отверстия. Размер плат: 70x70мм, радиус скругления – 10мм.

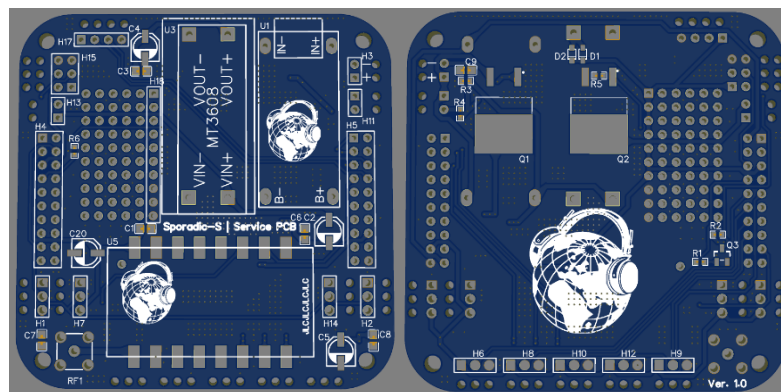


Рис. 6. Плата Service.

Разработанные платы соединяются «сэндвичем», причем последовательность плат не имеет значения. Такая компоновка позволяет достичь высокой надёжности и компактности. Благодаря избавлению от излишка проводов мы выигрываем в простоте сборки схемы, а также в надёжности.

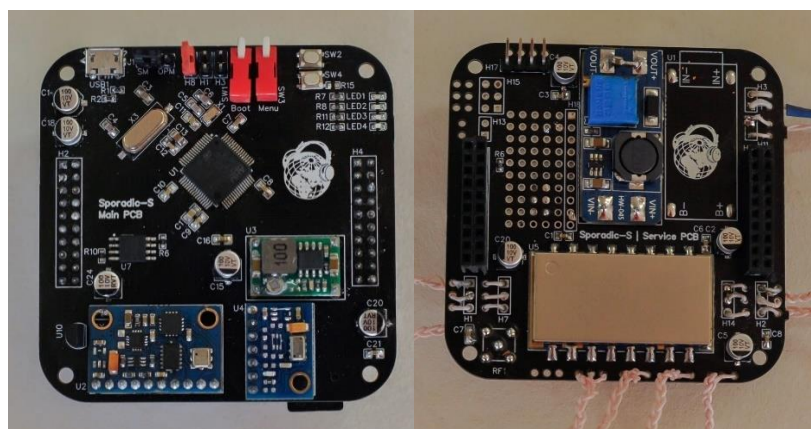


Рис. 7-8. Платы Main и Service.

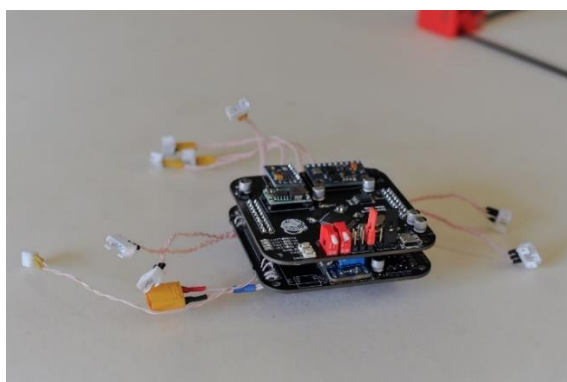


Рис. 9. Модуль плат.

2.2. Конструкция

Разработанный аппарат основан на базе формата CubeSat-2U. Основными материалами конструкции служат дюраль, алюминий, композитный пластик и органическое стекло. Габариты составляют 290x240x250 мм, масса 1480 грамм (Приложения Б, В).

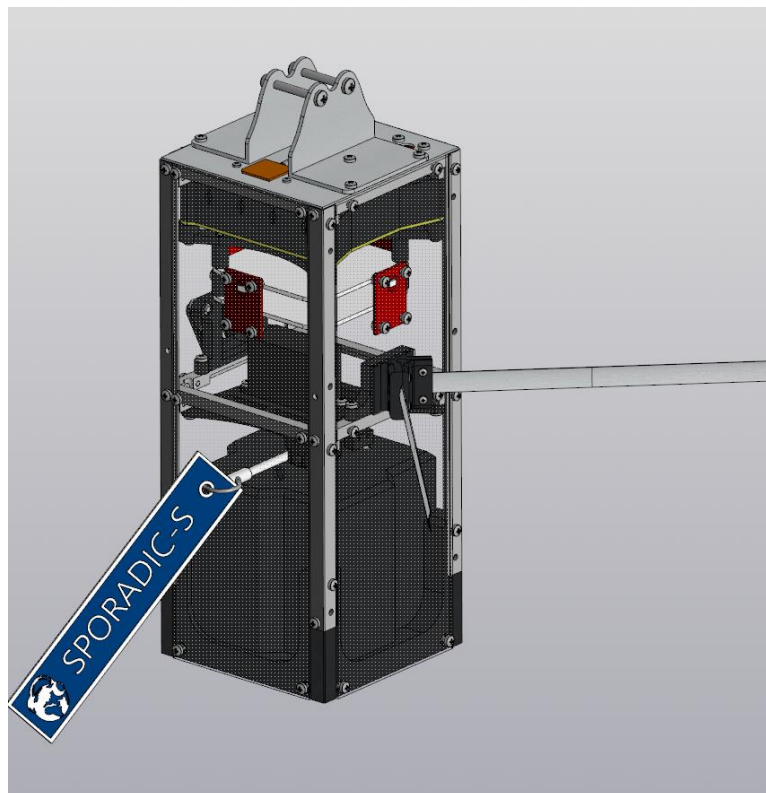


Рис. 10. 3D модель аппарата.

Каркас спутника состоит из стандартных алюминиевых уголков и переборок CubeSat-2U (Рис. 11). Помимо этих деталей, прочность спутника обеспечивается за счет нижнего отсека для пикоспутников (Рис. 12).

Все печатные детали изготовлены из пластика PETG с добавлением волокон карбона. Этот пластик имеет более выгодные параметры перед обычным, такие как: ударная вязкость, модуль упругости при растяжении, твердость, прочность на разрыв. Во всех деталях с резьбовым креплением используются впаиваемые латунные гайки. Это позволяет сделать соединения деталей между собой прочными и надежными.

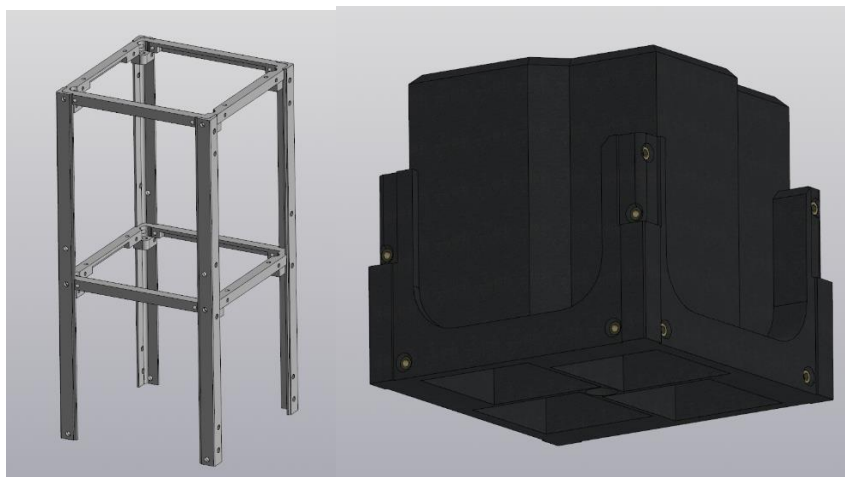


Рис. 11-12. Несущие детали.

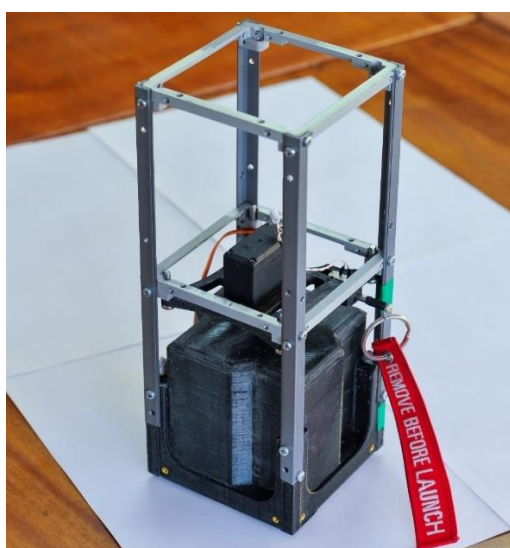


Рис. 13. Каркас спутника.

Конструкция выброса пикоспутников представляет собой серводвигатель, передающий вращение на диск. Диск препятствует выпадению дочерних аппаратов из отсеков, но при прокручивании диска до определенного угла спутник высвобождается. Помимо диска, этому способствуют расположенные внутри отсека пружины, с помощью которых повышается отказоустойчивость системы. При рассмотрении полного цикла передачи вращательного движения обратимся к рисунку 14. Вращение с серводвигателя передается на переходник, позволяющий соединить его с осью через установочный винт. В основании оси находится подобный переходник с установочным винтом, но на нем располагается диск, изготовленный из

текстолита. Использование в этом месте текстолита способствует равномерному распределению нагрузок, оказываемых каждым пикоспутником на печатную деталь. Такая комбинация соединений позволяет сделать этот узел ремонтно-пригодным и надежным. Дополнительной функцией, которой обладает переходник с алюминиевой переборки на серводвигатель, является расположение концевого датчика для запуска материнского спутника (RBL).



Рис. 14. Механизм контроля выпуска пикоспутников.

Антенный модуль находится на той же переборке, что и серводвигатель. К задней стенке подходит коаксиальный кабель, который делится в месте крепления диполя и фиксируется с помощью винтов и пайки. Для надежности и защиты от факторов внешнего воздействия место крепления закрывается крышкой и фиксируется 4 винтами.

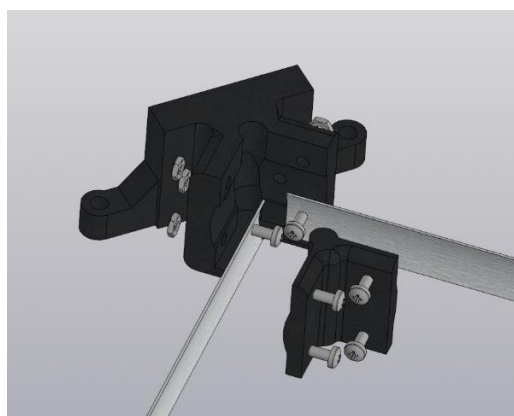


Рис. 15. Модуль антенн.

Расположение выносных датчиков ультрафиолета обусловлено их специфической задачей, поэтому они находятся на каждой из граней спутника (Рис. 16) так, чтобы накладные детали не закрывали им доступ к световым лучам.

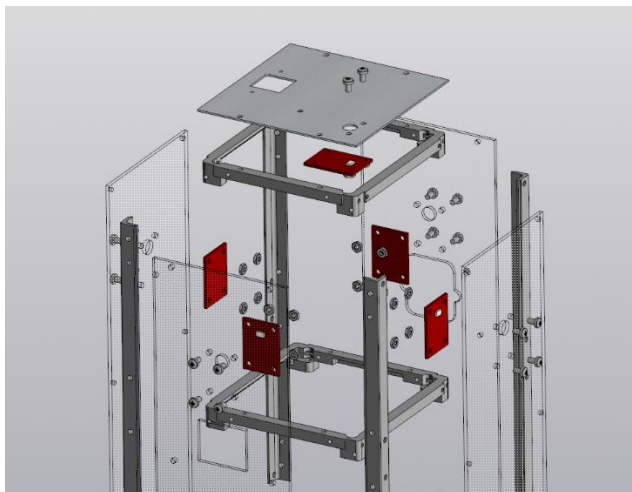


Рис. 16. Крепление датчиков ультрафиолетового излучения.

Основной блок электроники конструктивно состоит из модуля плат и модуля аккумуляторов (Рис. 17-19). Вместе с аккумуляторами используется нагреватель, являющийся частью системы внутреннего термобаланса аппарата.

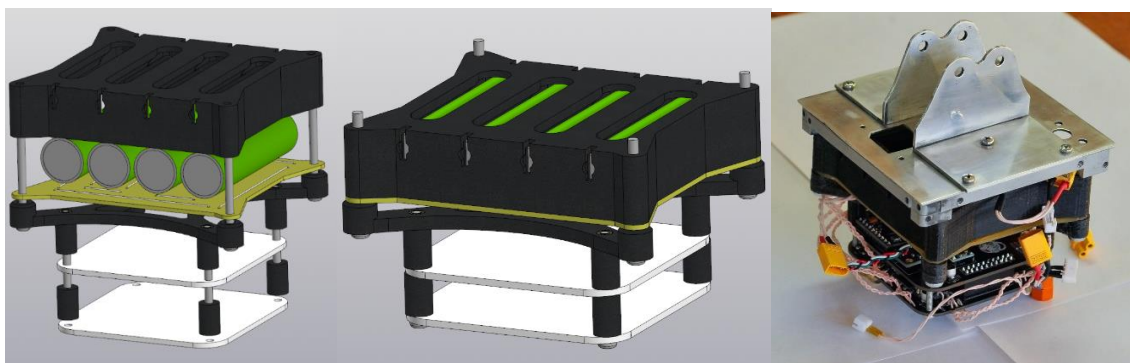


Рис. 17 – 19. Блок электроники.

Для минимизации массы аппарата в ходе разработки была произведена топологической оптимизация. Операция проводилась в САПР КОМПАС-3D. Узел крепления аппарата (Приложение Г) к стратосферному зонду был закреплен при помощи винтов, стрелки сил которых обозначены зеленым

цветом на рисунке 20. На верхние винты, которыми крепится аппарат к стратостату была указана сила, превосходящая в 10 раз максимальную силу, которая может быть оказана на крепления. В ходе проведения топологической оптимизации, программа разделила составляющие компоненты на конечно-элементную сетку, представленную 4-х узловыми тетраэдрами (Рис. 21). В каждом тетраэдре сосредоточена собственная масса, исходящая из плотности материала, а также ряд свойств материала, показывающих изменение общих форм изделия при определенных нагрузках. В дальнейшем, алгоритм произвел анализ нагрузок, который представлен на рисунке 22. Синим цветом показана минимальная нагрузка на часть детали, красным показано максимальное усилие. Соответственно синюю часть детали можно убрать из соображений ненужности. Итоги оптимизации: начальная масса креплений 70 грамм, конечная 40 грамм.

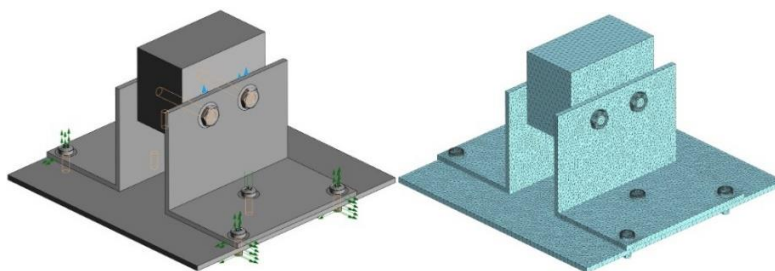


Рис. 20 – 21. Топологическая оптимизация крепления.

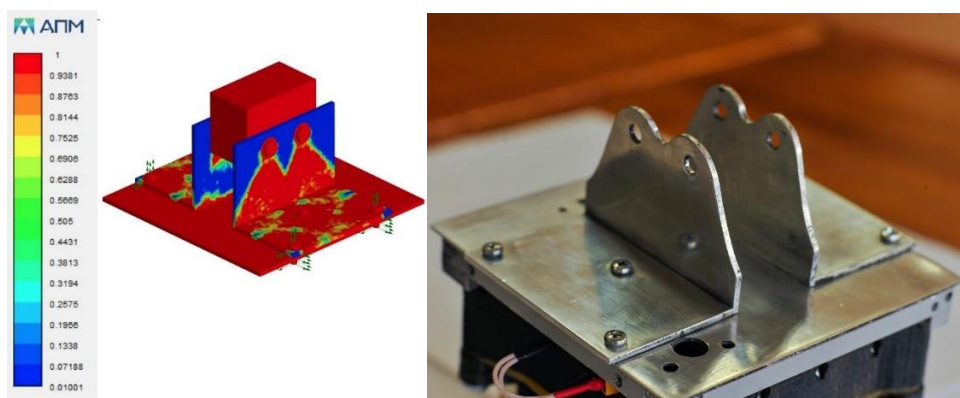


Рис. 22-23. Топологическая оптимизация крепления. Конечный результат.

Прочностной расчёт всей несущей части аппарата производился также в САПР КОМПАС-3D. В ходе проверки, как и для топологической

оптимизации модель была разбита на конечно-элементную сетку, состоящую из 4-х узловых тетраэдров, которая сохраняет общие геометрические характеристики аппарата. По итогам расчёта, при котором на верхнее крепление приходилось десятикратное усилие, аппарат имеет значение коэффициента запаса равное 7. Таким образом, аппарат выдерживает семидесятикратные нагрузки.

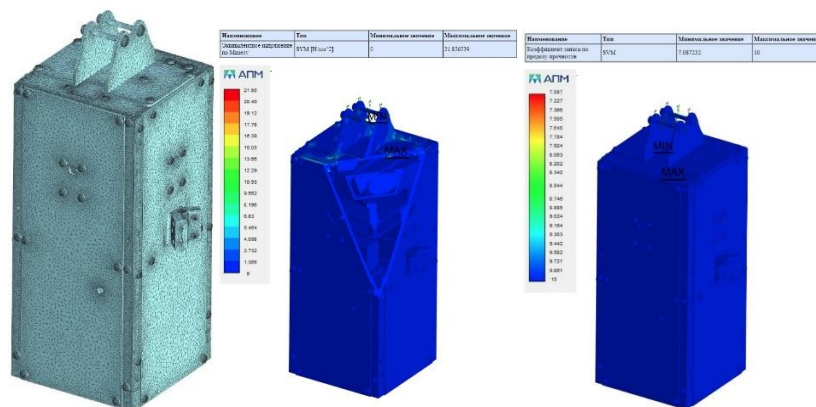


Рис. 24-25. Прочностной расчет.

Во избежание переохлаждения чувствительных электронных модулей аппарата внутри необходимо было произвести расчет и изготовить теплоизоляционную защиту. При этом, для корректной работы аккумуляторов и, соответственно, их наименьшего износа, им необходима температура выше, чем для остальной электроники. Оптимальным решением для этой задачи является изготовление нагревательного блока для отсека с аккумуляторами. Контроль нагревом осуществляется при помощи ШИМ-сигнала главного МК. В итоге был изготовлен нагревательный элемент мощностью 3 Вт (Рис. 26), который обеспечивает поддержание необходимой температуры АКБ в 0°C.



Рис. 26. Нагревательный элемент.

Для расчета общей теплоизоляции аппарата необходимо решить систему, ключевой формулой которой является закон Фурье:

$$\begin{cases} Q = k(T_{\text{внутр}} - T_{\text{расчет}}) \\ Q = \frac{\lambda}{\sigma} S \tau (T_{\text{внутр}} - T_{\text{внеш}}) \\ k = c_1 m_1 + c_2 m_2 + c_3 m_3 + c_4 m_4 \end{cases}$$

где λ - коэффициент теплопроводности материала; τ - время, за которое тепло Q перейдет через стенку толщиной; c - удельная теплоемкость; индексы 1, 2, 3 и 4 соответствуют отдельному материалу.

Исходя из закона Фурье, количество теплоты, проходящей через стенку пропорционально коэффициенту теплопроводности материала. Следовательно, для меньших теплопотерь необходимо использовать материал с меньшим коэффициент теплопроводности. Наиболее подходящим материалом для таких задач является вспененный полистирол. Толщина теплоизоляции ограничена внутренним пространством и составляет 10 мм. Решая систему, получаем что расчётная температура внутри аппарата будет составлять порядка 260 К на момент приземления. Для проверки данных мы собрали тестовую теплоизоляцию, отображающую основные характеристики итогового варианта, расположили внутри набор плат с датчиком температуры и поместили установку в морозильную камеру при температуре -30°C градусов (Рис. 27-28). На рисунке 29 показана зависимость температуры внутри камеры

с течением времени. По итогам теста, расчётная температура приблизительно равна 257 К, что подтверждает расчет, и говорит о работоспособности системы.

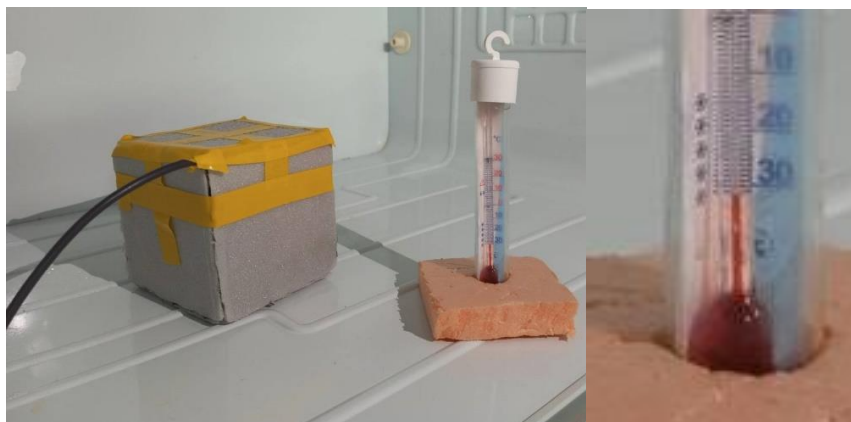


Рис. 27-28. Тестирование теплоизоляционной защиты.

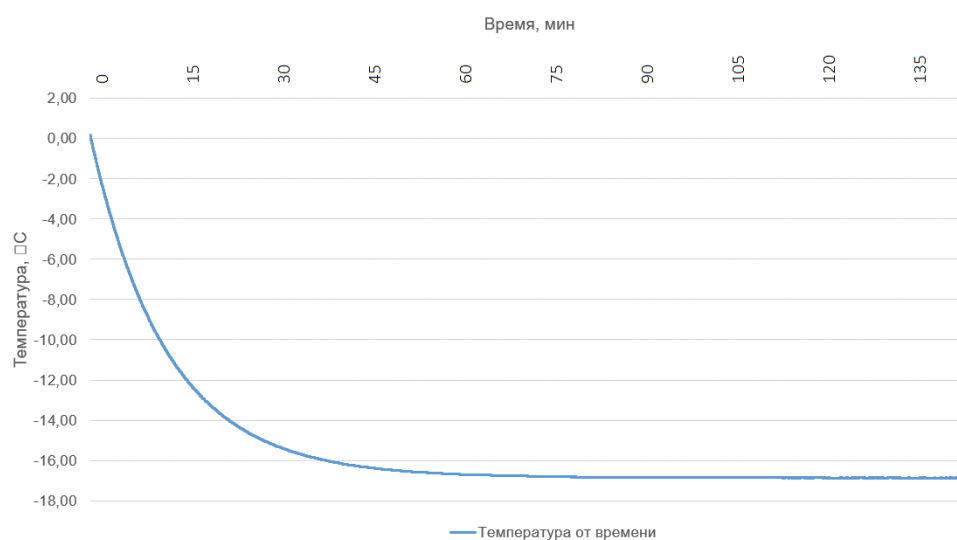


Рис. 29. График зависимости температуры внутри камеры от времени.

3. Описание структуры пикоспутников

Для питания аппаратов применяются аккумуляторы типоразмера 103450 с напряжением 3.7В и емкостью 2000 мАч. При помощи импульсного преобразователя MT3608 напряжение аккумулятора повышается до 5В, которые используются для питания всех узлов. Пикоспутники обрабатывают меньшее количество информации, что влечет за собой облегчение алгоритма, а следовательно, уменьшается и требуемая вычислительная мощность поэтому для них был выбран микроконтроллер ATMEGA328P, более подходящий под реализуемые задачи, нежели используемый на главном аппарате STM32. Программирование осуществляется при помощи интерфейса UART (Входной интерфейс USB преобразуется при помощи микросхемы CH340 в искомый). Блок IMU располагает в себе датчики, измеряющие необходимые физические величины: акселерометр ADXL345, магнитометр MMC5883L, гироскоп L3G4200D, термометр DS18B20, барометр MS5611. Также установлен GPS-модуль BN220, требуемый для контроля местоположения пикоспутника и отображения его ориентации в спутниковой сети. Для передачи собранных данных используется такой же радиомодуль, как и на главном аппарате – LORA1278F30. Помимо передачи телеметрии, пикоспутники способны принимать команды с главного аппарата, а также принимать данные с других аппаратов спутниковой сети.

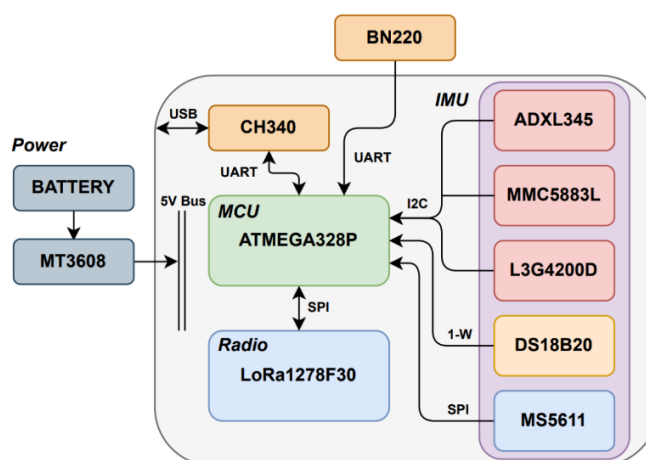


Рис. 30. Структурно-функциональная схема пикоспутника.

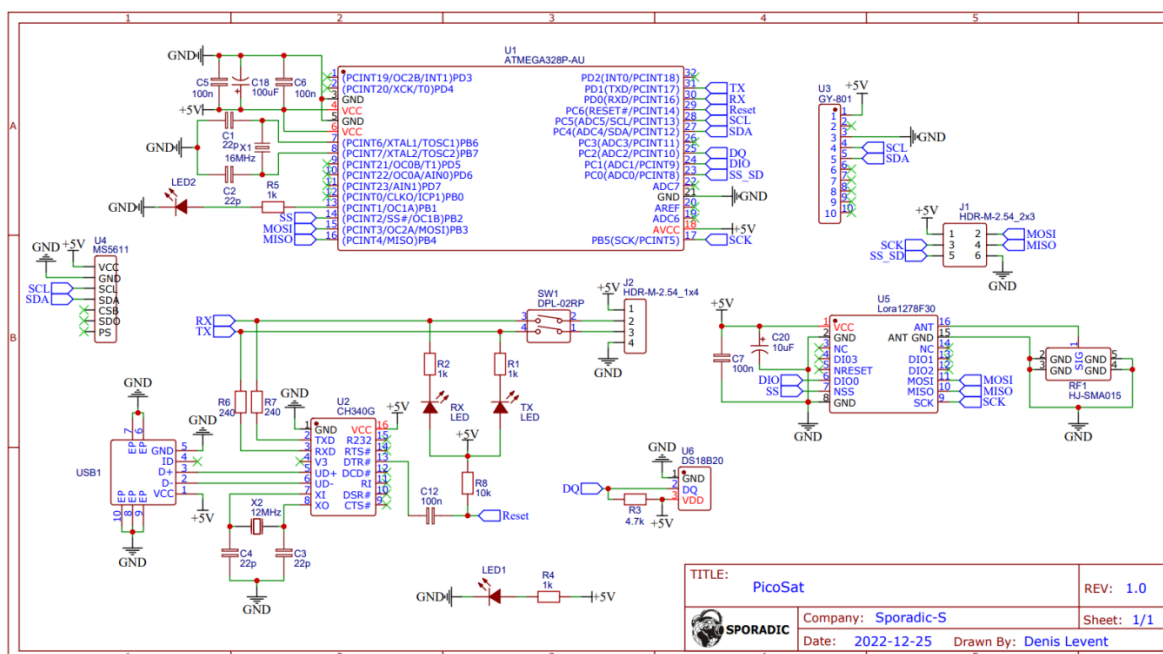


Рис. 31. Принципиальная электрическая схема пикоспутника.

При создании пикоспутников, главной задачей было уменьшение конечных размеров аппарата, которые в большей степени обуславливались размерами электронной платы. Полностью работоспособную схему аппарата удалось разместить в прямоугольнике размером 36,5х54,5 мм.

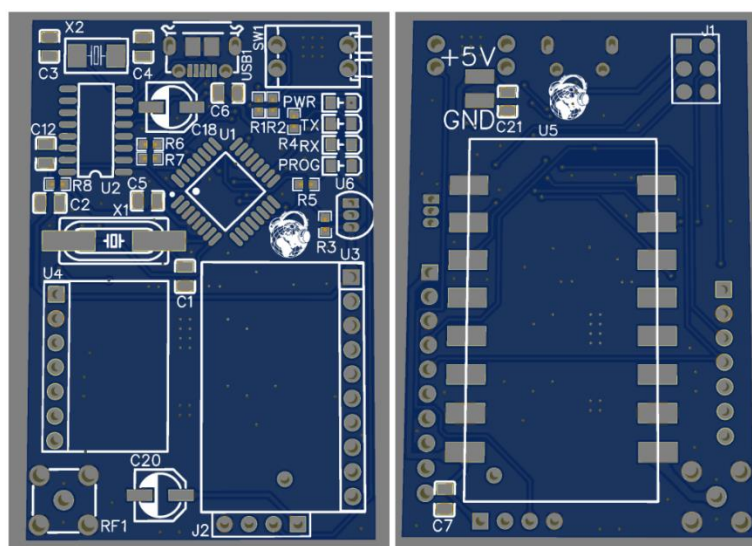


Рис. 32. Плата пикоспутников.

Расположение и компоновка элементов в корпусе является наиболее выгодной как с точки зрения минимизации общих габаритов, так и прочности аппарата (Приложение Д). Центральным и самым крупным компонентом пикоспутника

является аккумулятор, который расположен в центре. Спереди располагается плата электроники, а сзади импульсный преобразователь напряжения. Сверху находится модуль GPS и крепление для парашюта. Снизу крепится приемопередающая антенна дипольного вида. Габариты спутника в свернутом состоянии: 37x31x80 мм; масса – 100 грамм.

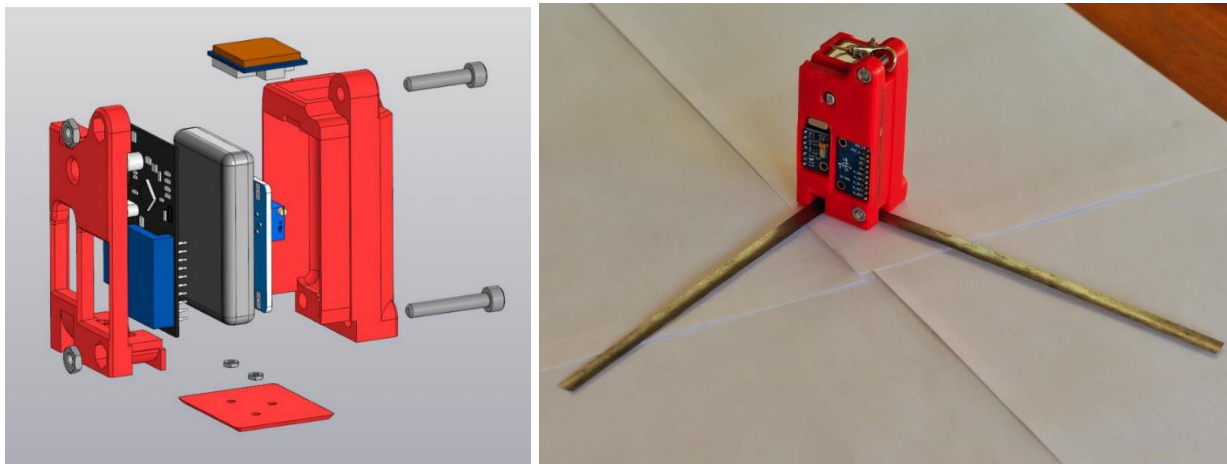


Рис. 33-34. Конструкция и общий вид никоспутников.

4. Центр управления полетом

Конструктивно Центр Управления Полетом (ЦУП) состоит из семиэлементной направленной антенны типа Yagi на 433 МГц, приемного модуля на базе LORA1278F30 и компьютера (Приложение Е).

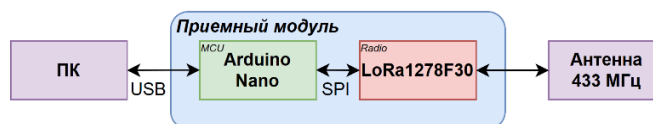


Рис. 35. Структурная схема ЦУП.

Расчет прямо-передающей антенны ЦУП осуществлялся в программе MMANA.

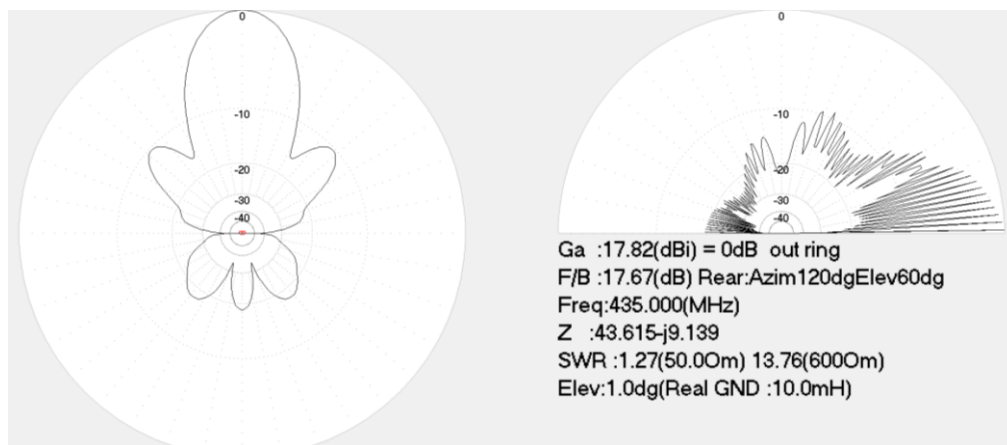


Рис. 36. Расчет антенны в программе MMANA.

Для удобства отображения и обработки принятых данных, а также удобной отправки команд через ПК разработано оконное приложение. Как только с приемного модуля на оконное приложение посредством СОМ-порта передается принятый пакет, происходит расчет искомых данных, визуализация требуемых данных. Все полученные данные сохраняются в текстовый файл.

5. Циклограмма полета

Спустя некоторое время после включения аппарата происходит взлет платформы, соответственно данному событию фиксируется прохождение фазы «Старт». Вплоть до апогея аппарат работает в фазе одиночного режима, собирая данные с датчиков и передавая телеметрию по РК. Спустя 30 секунд после фиксации аппаратом точки апогея начинается фаза отстыковки пикоспутников: поочередно каждый из четырех аппаратов выпускается из собственного отсека с определенным интервалом (Стоит заметить, что над подпрограммой выпуска пикоспутников сохраняется дистанционный контроль: вручную можно досрочно начать выпуск пикоспутников, либо приостановить). Настраиваемый интервал выпуска позволяет обеспечить разлет аппаратов для достижения большей зоны покрытия спутниковой сети. Одновременно с алгоритмом выпуска аппаратов начинается фаза работы аппаратов в спутниковой сети. Фактически, после приземления спутниковая сеть продолжает работу, что позволит в случае удачного горизонтального разноса пикоспутников найти их по данным навигационного модуля. Параллельно всем стадиям отработки спутникового алгоритма, ЦУП принимает данные телеметрии, обрабатывает их в реальном времени, а также производит автоматическое наведение антенн исходя из рассчитываемых данных.

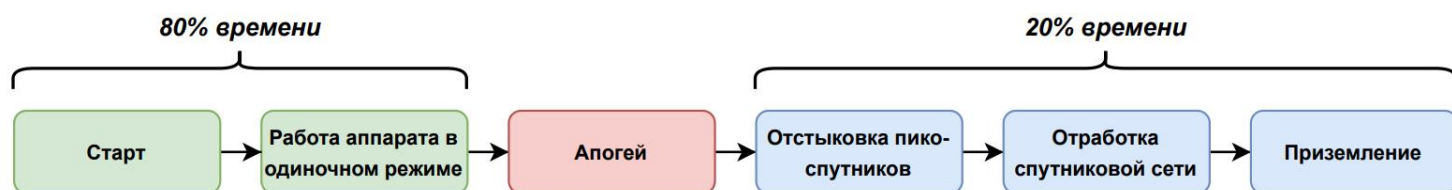


Рис. 37. Циклограмма полета.

6. Анализ полученных данных

Летные испытания проводились 06.07.2023 во Владимирской области на аэродроме «Киржач». Разработанный аппарат был запущен на стратосферном зонде компании «Стратонавтика» и успешно найден после приземления.

В следствие нештатной отработки навигационных модулей, спровоцированной влиянием станций подавления радиочастот средств РЭБ Московской области, были получены данные о местоположении аппарата лишь на его начальном участке полета. Несмотря на это, все аппараты спутниковой сети отработали штатно, и отсутствие данных об относительном положении аппаратов повлияло лишь на дальнейшую обработку телеметрии.

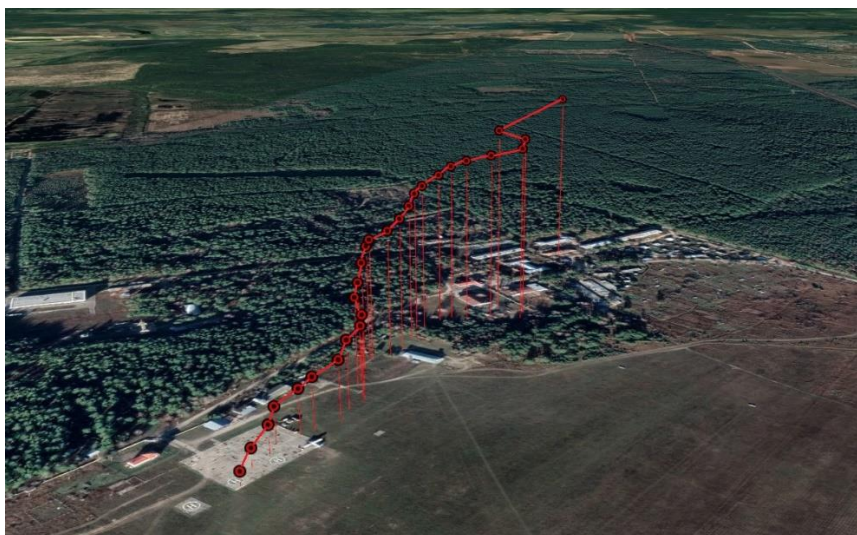


Рис. 38. Моделирование начального участка траектории полета аппарата.

По данным барометра при помощи барометрической зависимости (1) была вычислена текущая высота на каждом участке полета.

$$(1) P = P_0 e^{\frac{-Mgh}{RT}},$$

где P – атмосферное давление на заданной высоте, Па;

P_0 – атмосферное давление над уровнем моря, Па;

e – число Эйлера;

M – средняя молярная масса воздуха, кг/моль;

g – ускорение свободного падения, м/с²;

h – высота над уровнем моря, м;

R – универсальная газовая постоянная, Дж/(моль*К);

T – температура воздуха, К.

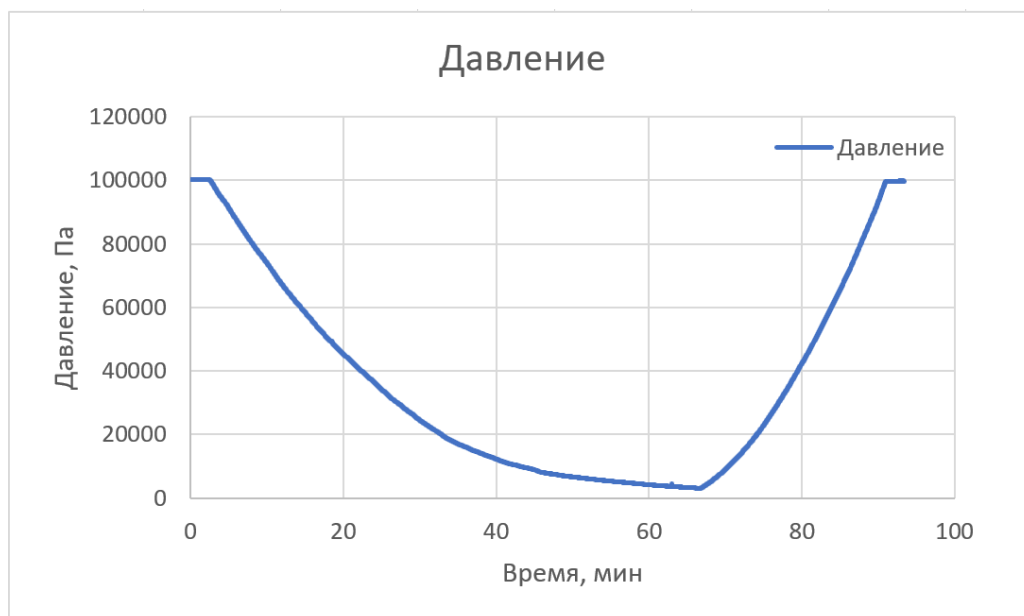


Рис. 39. График зависимости давления от времени.

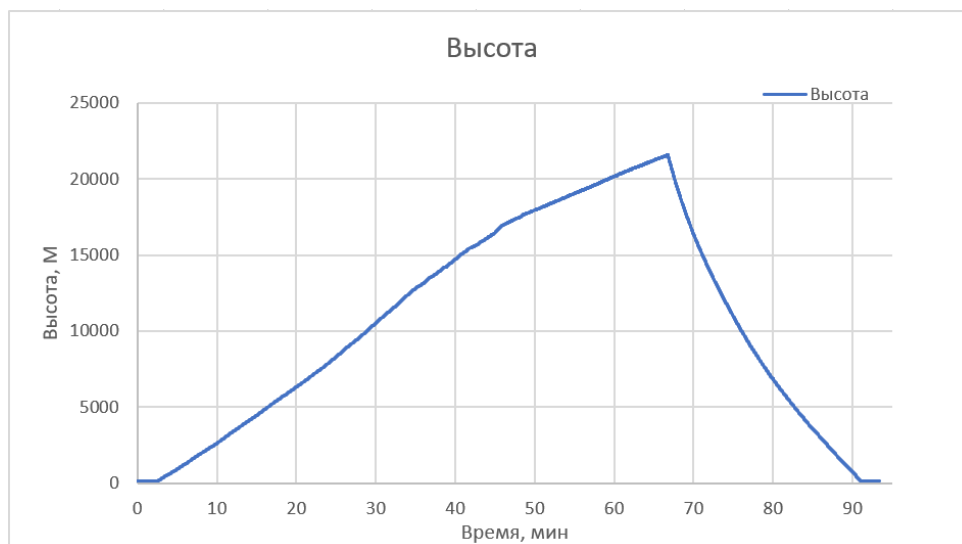


Рис. 40. График зависимости высоты от времени.

Согласно расчетным данным высота разрыва шара (апогей) составила 21539 метров над уровнем моря. Время прохождения апогея – 11:34:35 (МСК)

(Присутствует расхождение реального времени со временем, измеряемым видеокамерой).



Рис. 41. Фото Земли в момент прохождения апогея.

Зависимость температуры воздуха от высоты, полученная в ходе полета, с учетом воздействий высотных ветров приблизительно соответствует данным, представленным в ГОСТ 4401-81.

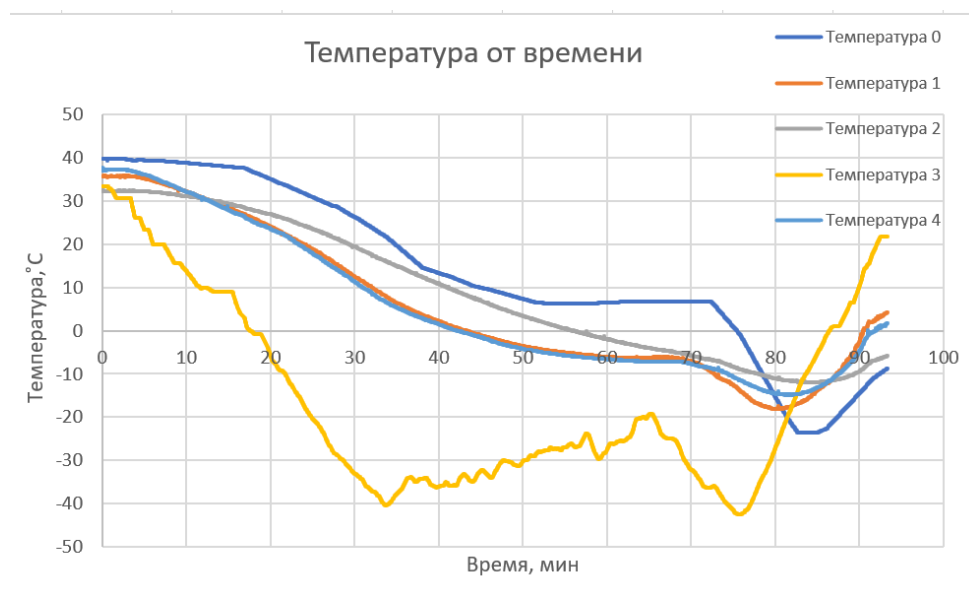


Рис. 42. График зависимости температуры от времени. T_0 – отсек спутников; T_1 – модуль сервопривода; T_2 – АКБ; T_3 – окружающая среда; T_4 – модуль плат.

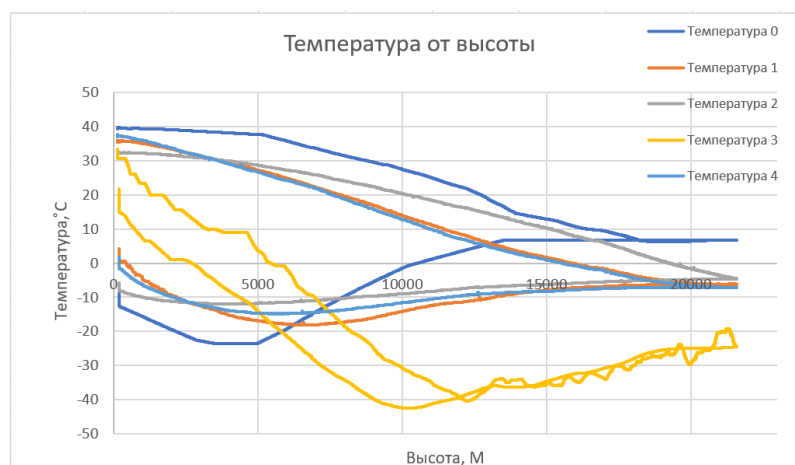


Рис. 43. График зависимости температуры от высоты. T_0 – отсек тикоспутников; T_1 – модуль сервопривода; T_2 – АКБ; T_3 – окружающая среда; T_4 – модуль плат.

Согласно приведенным графикам, можно сделать вывод о высотном распределении слоев атмосферы: до высоты в ~ 9 км – тропосфера; $\sim 9 - 15$ км – тропопауза; более ~ 15 км – стратосфера.

Стоит сделать замечание, что резкое понижение температуры на каждом из датчиков в промежутке времени 65-90 минут вследствие разрыва шара вызвано действием набегающих в результате снижения платформы с высокой скоростью потоков ветра, что подтверждается данными о вертикальной скорости аппарата.

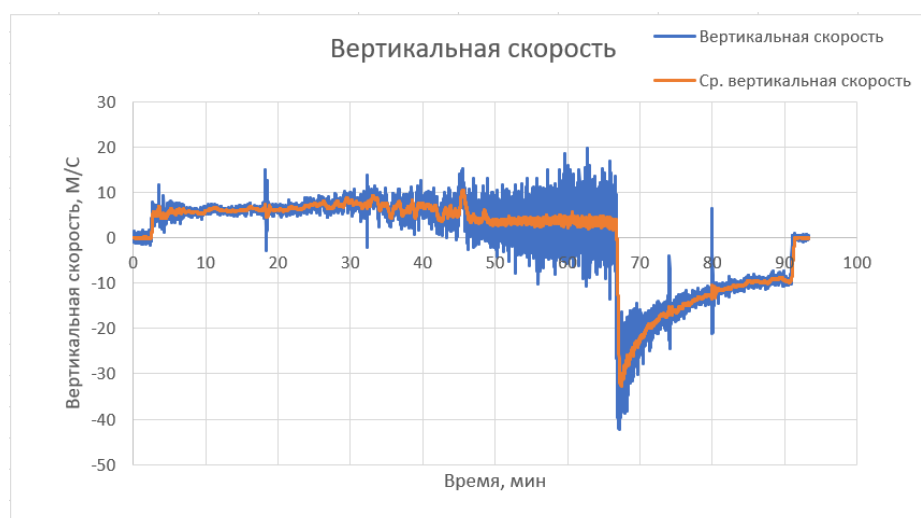


Рис. 44. График зависимости вертикальной скорости от высоты.

Для удобства анализа к значениям вертикальной скорости был применен усредняющий фильтр. Средняя скорость подъема составила 5-7 м/с; пиковая скорость спуска – 40 м/с. Скорость спуска платформы плавно снижалась с уменьшением высоты: это объясняется увеличением плотности воздуха при снижении, что в свою очередь приводит к более низкой скорости (2), при которой сила сопротивления парашюта уравнивала бы силу тяжести (3).

$$(2) F_c = \frac{c\rho S V^2}{2},$$

где F_c – сила сопротивления парашюта, Н;

C – коэффициент аэродинамического сопротивления парашюта;

ρ – плотность воздуха, кг/м³;

S – площадь купольного парашюта, м²;

V – скорость спуска, м/с.

$$(3) |F_c| = |mg|,$$

где F_c – сила сопротивления парашюта, Н;

m – полная масса спускаемой платформы, кг;

g – ускорение свободного падения, м/с².

При неизменных C , S , m , g можно сделать вывод, что зависимость плотности воздуха и скорости спуска имеет обратную квадратичную зависимость [5].

Как было отмечено ранее, эксперимент по созданию спутниковой сети был проведен успешно. Подтверждением этому служит факт принятия телеметрии с каждого из аппаратов, и как следствие отсутствие проблем с алгоритмом поочередной отправки и ретрансляции данных. Выпуск пикоспутников был инициирован вручную с ЦУП до прохождения апогея. С графиками пикоспутников можно ознакомиться в приложении Ж.

Анализируя сводную информацию о полете, было установлено:

- ЦУП принял около 99% пакетов телеметрии;
- Максимальное удаление аппарата от ЦУП составило ~50 км;
- Время полета составило 1,5 ч;
- Координаты места старта: 56.161807, 38.829755;
- Координаты места приземления: 56.211029, 39.630961.

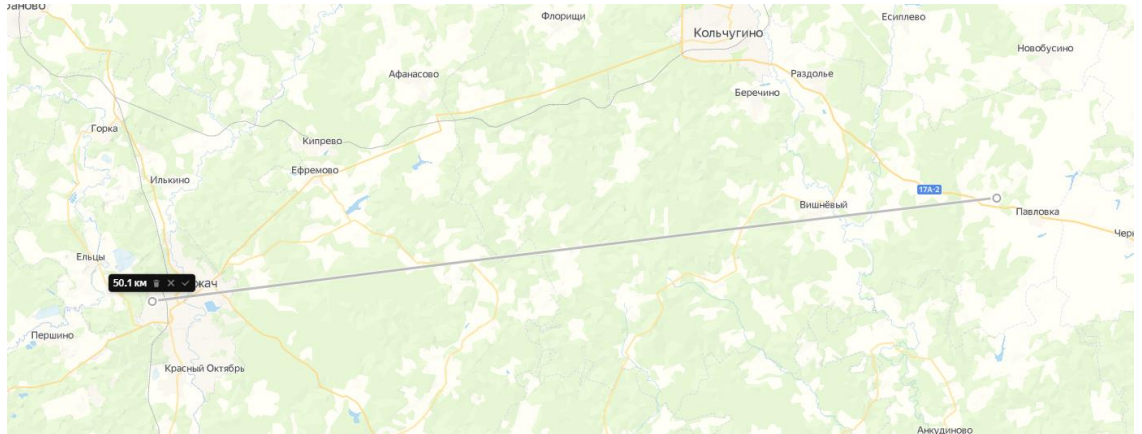


Рис. 45. Перемещение аппарата.

7. Заключение

По результатам данной работы был успешно спроектирован и собран работоспособный прототип стратосферного аппарата в формате CubeSat, обеспечивающий развертывание одноранговой спутниковой сети в нижних слоях атмосферы. На реальном эксперименте было доказано, что такой способ применения атмосферных аппаратов, разработанных на базе существующих платформ, жизнеспособен и имеет перспективы дальнейшего развития.

При различных модификациях представленной концепции возможно реализовывать большой спектр инженерно-технических задач. Вот несколько обобщенных идей к применению:

- Фото и видео съемка Земной поверхности (актуально в рамках ДЗЗ);
- Создание масштабной радиосети для ретрансляции цифровых и аналоговых сигналов;
- Изучение концентрации озонового слоя в конкретной области;
- Исследование физико-химических свойств атмосферы в зоне запуска;
- Изучение потоков электрически заряженных и нейтральных космических частиц;
- Исследование солнечной активности.

Стоит отметить, что помимо самостоятельных миссий, сеть позволяет проводить испытания различных алгоритмов и механизмов, применяемых в космических условиях.

В заключение хотелось бы выразить благодарность всем членам Конструкторского Бюро «Инженерно-Космическая Школа», располагающегося на базе радиоклуба «Спорадик» в Юго-Западном Государственном Университете. Отдельную благодарность выражаю моему научному руководителю, Пиккиеву Валерьяну Алексеевичу, за консультацию

на протяжении создания научной работы, а также за помощь при проектировании конструкции аппаратов.

8. Список использованных источников

1. CubeSat Design Specification Rev.14.1: спецификация формата CubeSat // California Polytechnic State University: 2022. 34 с. URL: https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2018/01/cubesatdesignspecificationrev14_12022-02-09.pdf (Дата обращения 09.03.2024).
2. Интернет-магазин «SpaceJunk» (Спутники и компоненты) [Электронный ресурс]. URL: <https://spacejunk.ru/sputniks> (Дата обращения 09.03.2024).
3. Интернет-магазин образовательных конструкторов «НЕЙРО-МАСТЕР» (SiriusSat 3U) [Электронный ресурс]. URL: <https://neuro-master.tech/siriussat-3u> (Дата обращения 09.03.2024).
4. Кара Озан, Берклэнд Роджер, Чжан Лиуи (Лидия), Кайтац Умуралып «Революционный вызов роев CubeSat» // ВКС. 2018. №2 (95). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/revolyutsionnyy-vyzov-roev-cubesat> (Дата обращения 09.03.2024).
5. Иван Соболев «Конструкция системы спасения» // Лекция ГИРД №1 Воздушно-Инженерной Школы. 2018. URL: <https://roscansat.com/wp-content/uploads/2018/12/I.Sobolev.Konstruktsiya-sistemyi-spaseniya.pdf> (Дата обращения 09.03.2024).

9. Приложения

Приложение А. Расчет энергопотребления.

Таблица 1. Расчет энергопотребления.

Наименование	Напряжение, В	Сила тока, мА	Время работы, ч	КА	Энергопотребление, Вт*ч
STM32F401RET6	3,3	20	5	1	0,33
LoRa1278F30	5	600	5	0,4	6
MPU9250	3,3	0,7	5	1	0,01155
MS5611	3,3	0,01	5	1	0,000165
DS18B20 (x4)	3,3	8	5	1	0,132
BN220	5	50	5	1	1,25
GUVA-S12SD	5	1	5	1	0,025
W25Q16	3,3	15	5	0,1	0,02475
LED (x4)	3,3	5	5	1	0,0825
Видеокамера	5	110	5	1	2,75
DVR Module	5	300	5	1	7,5
Servo Motor	5	700	0,0042	1	0,0147
Нагреватель	4,2	720	1	1	3,024
				Итого:	21,144665
				АКБ:	41,6

Приложение Б. Массогабаритные характеристики главного аппарата.

Таблица 2. Расчет масс главного аппарата.

Группа	Деталь	Материал	Масса, г	Кол-во	Общая масса, г
Блок антенн	Основание	Пластик PETG Carbon	22	1	
	Крышка	Пластик PETG Carbon	4	1	
	Антенна	Железо	5	2	
	Крепежные элементы	Нерж. Сталь	2		38
Блок АКБ	Корпус	Пластик PETG Carbon	55	1	
	Аккумуляторы	Литий (Li-ion)	43	4	227
Блок плат	Плата	Текстолит, медь	30	2	
	Переходники	Пластик PETG Carbon	1	8	68
Каркас спутника	Уголок	Алюминий	19	4	
	Горизонталь	Алюминий	28	2	
	Верхняя пластина	Алюминий	24	1	
	Нижняя часть	Пластик PETG Carbon	100	1	256
Электроника	GUVA-S12SD	-	2,5	5	
	BN220	-	10	1	
	Runcam Racer Nano v2	-	10	1	
	Серводвигатель	-	30	1	62,5
Остальные детали	Крепление спутника	Алюминий	21	2	
	Вал	Алюминий	3,5	1	
	Диск для выпуска <u>ПикоСатов</u>	Текстолит	3,5	1	
	Нагреватель	Текстолит, нихром	15,5	1	
	Переходник АКБ платы	Пластик PETG Carbon	16	1	
	Крепление серводвигателя	Пластик PETG Carbon	20	1	
	Крепление камеры	Пластик PETG Carbon	10	1	
	Крепление BN220	Пластик PETG Carbon	5	1	
	Переходник АКБ	Пластик PETG Carbon	1	4	
	Переходник серводвигатель	Пластик PETG Carbon	4	1	
	Переходник для диска	Пластик PETG Carbon	2	1	
	Блок RBL	Пластик PETG Carbon	7	1	
	Боковая пластина	Органическое стекло	44	4	
	<u>ПикоСаты</u>	-	110	4	
	Крепежные элементы	Нерж. Сталь	80		828,5
					1480

Приложение В. Сборочный чертеж.

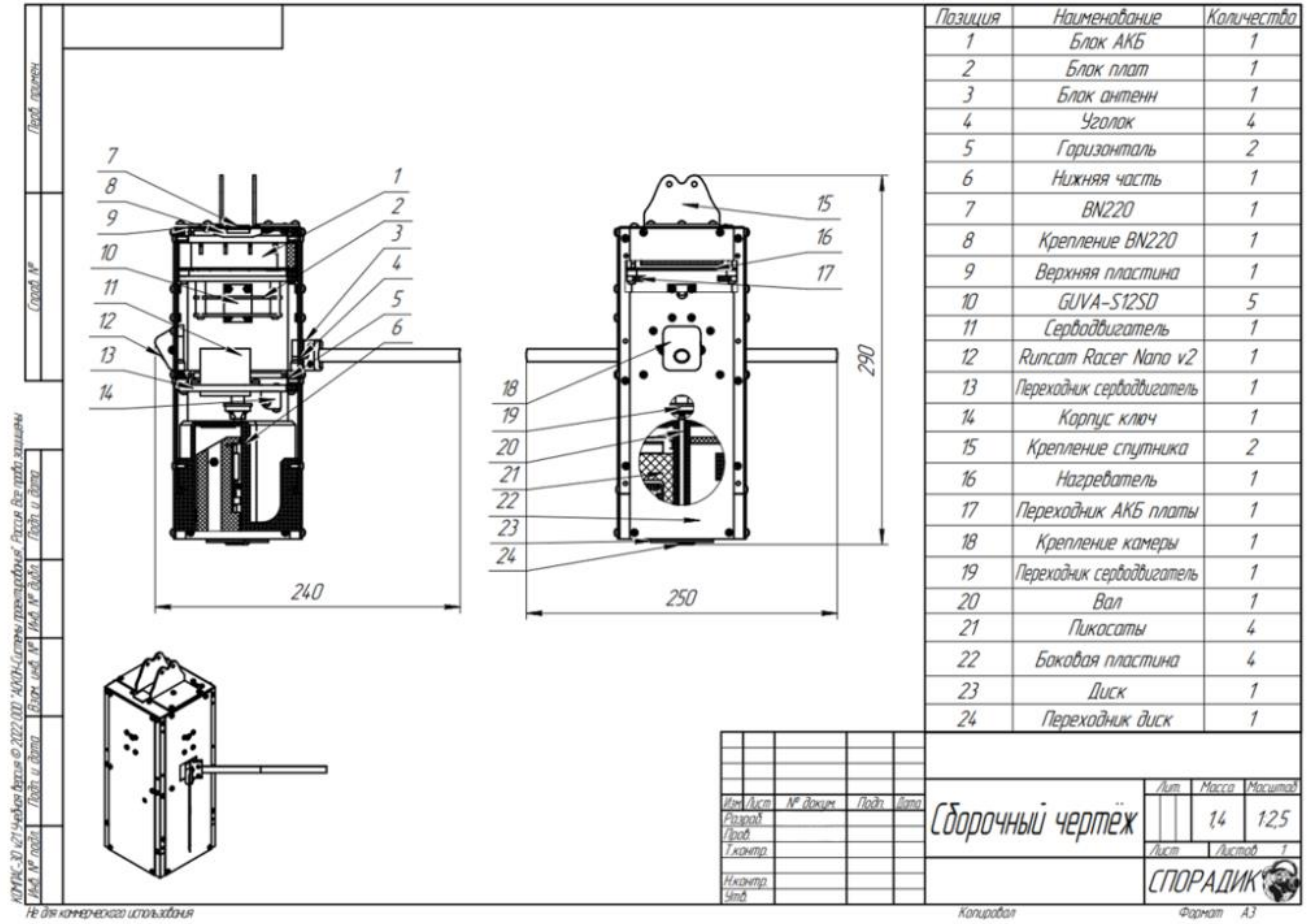


Рис. 47. Сборочный чертеж главного аппарата.

Приложение Г. Крепление аппарата.

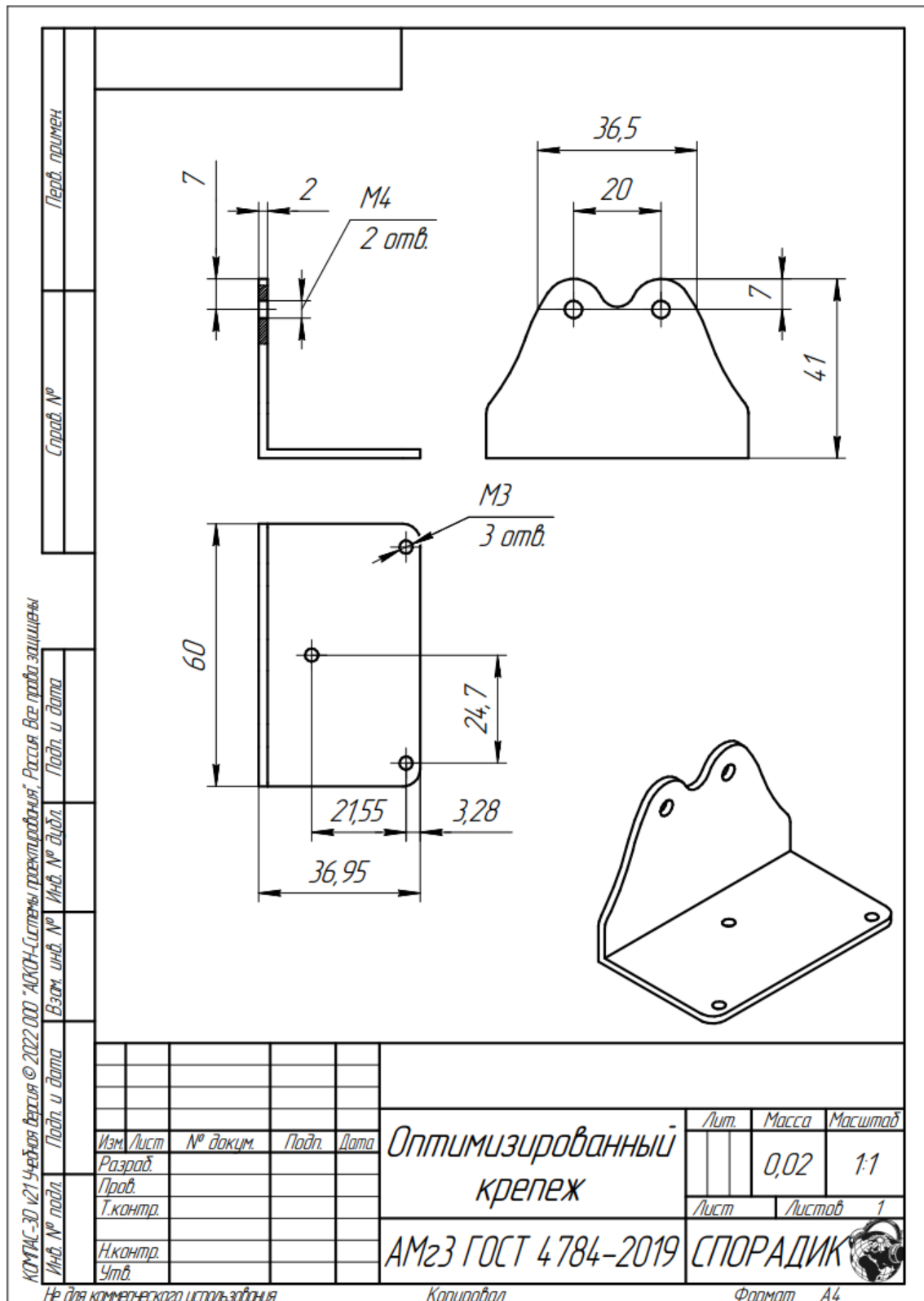


Рис. 48. Чертеж крепления аппарата.

Приложение Д. Сборочный чертеж пикоспутника.

КОМПАС-3D v21 Учебная версия © 2022 ООО "АКОН-Системы проектирования", Россия. Все права защищены

Рис. 49. Сборочный чертеж пикоспутника.

Приложение Е. Сведения по радиообеспечению.

Для обеспечения связи по РК применяется радиомодуль LORA1278F30 (Описание применяемых наименований параметров см. Datasheet LORA SX1276/77/78/79).

Данные для приема телеметрии:

- Частота работы: 437,100 МГц;
- Ширина канала: 125 кГц;
- SF: 9;
- Coding Rate: 5/4;
- Header: Explicit Header Mode.

Формат телеметрии главного аппарата:

ID; Time; GX; GY; GZ; MX; MY; MZ; AX; AY; AZ; T1; T2; T3; T4; T5; Press; UV; GPSAlt; GPSSat; Lat; Long; Данные с других аппаратов сети;

Где:

GX, GY, GZ – данные гироскопа;

MX, MY, MZ – данные магнитометра;

AX, AY, AZ – данные акселерометра;

T1, T2, T3, T4, T5 – температура;

Press – давление;

UV – данные УФ-излучения;

GPSAlt – высота по GPS;

Lat – Географическая широта;

Long – Географическая долгота.

Формат телеметрии пико-спутников:

ID; Time; GX; GY; GZ; MX; MY; MZ; AX; AY; AZ; T; Press; GPSAlt; Lat; Long;

Данные с других аппаратов сети;

Где:

GX, GY, GZ – данные гироскопа;

MX, MY, MZ – данные магнитометра;

AX, AY, AZ – данные акселерометра;

T – температура;

Press – давление;

GPSAlt – высота по GPS;

Lat – Географическая широта;

Long – Географическая долгота.

Приложение Ж. Графики телеметрии пикоспутников.

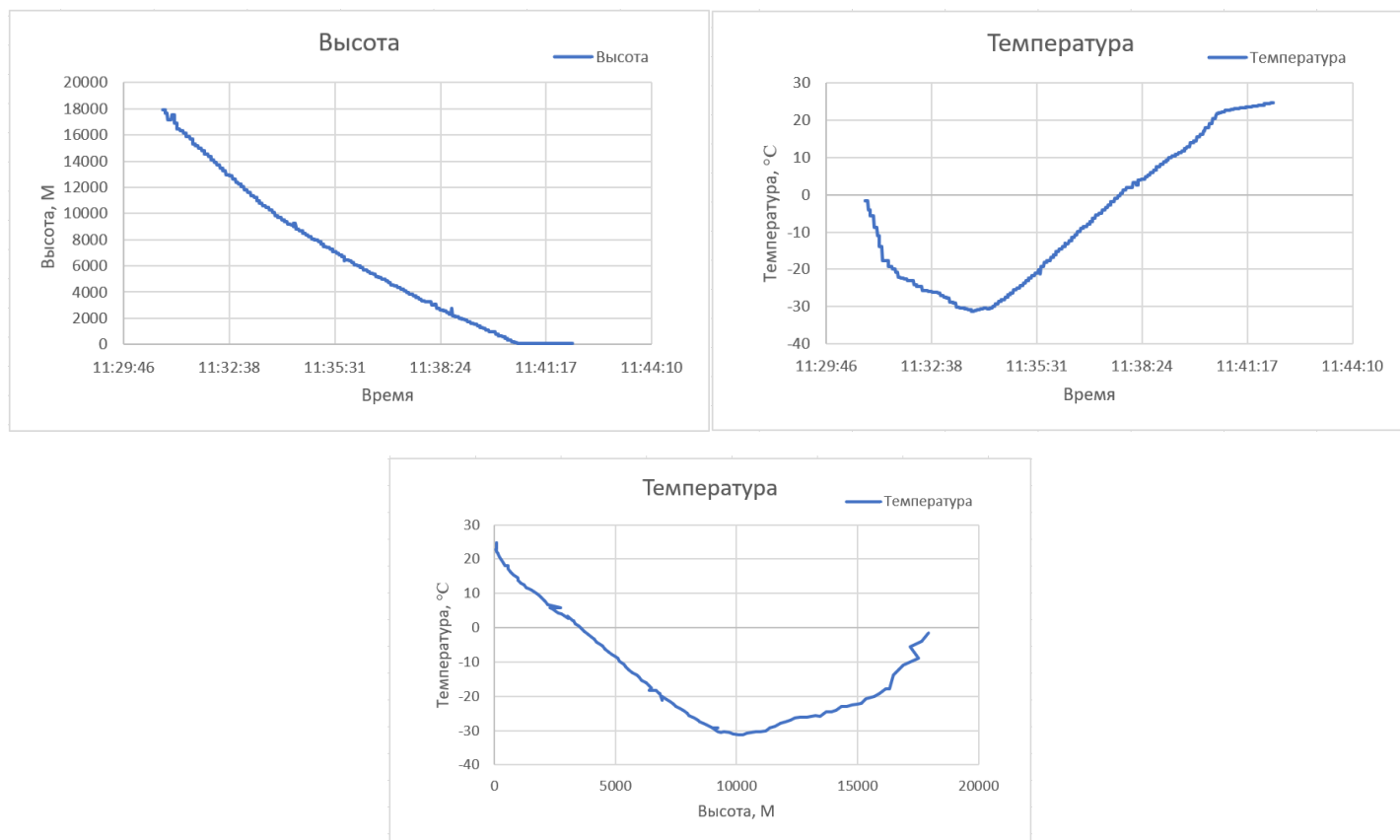


Рис. 50 – 52. Телеметрия первого пикоспутника.

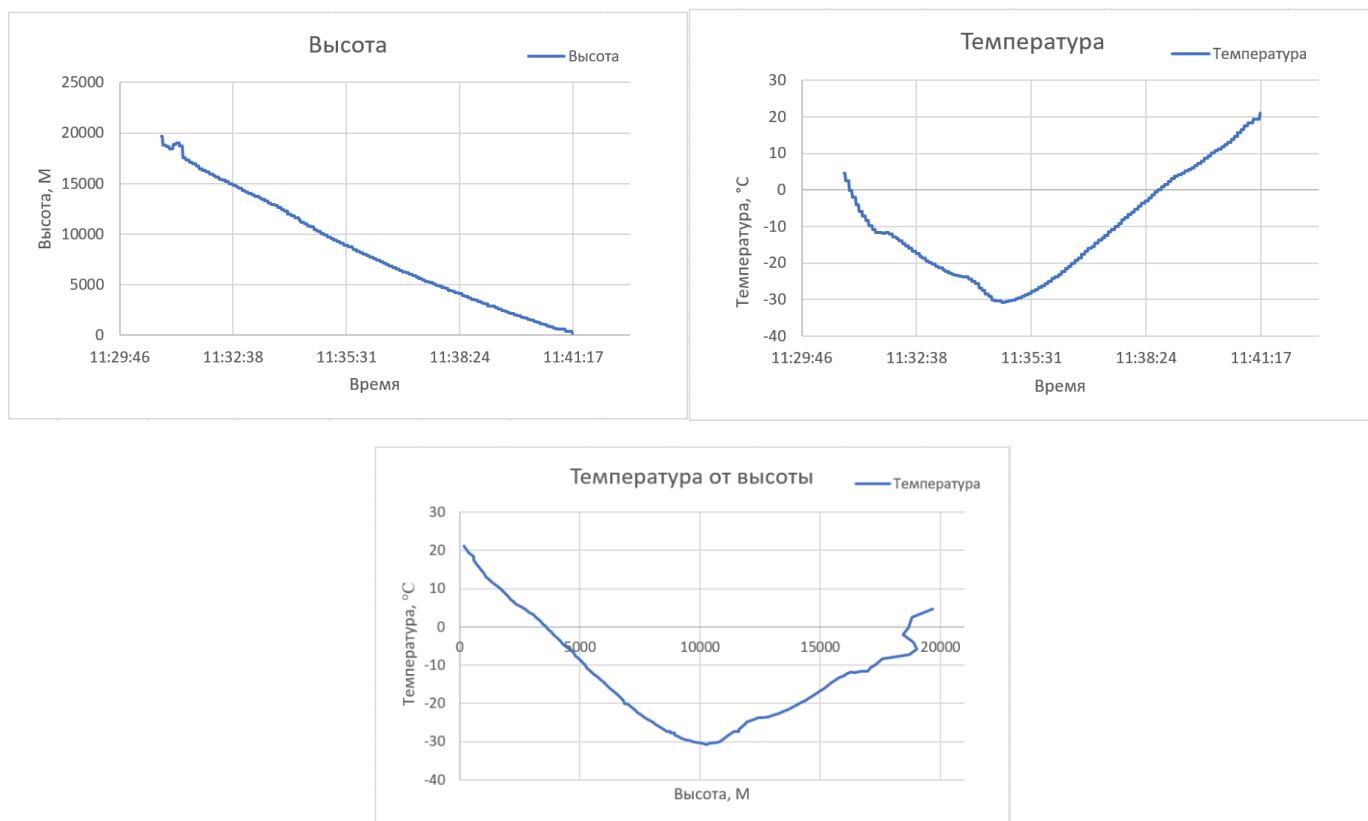


Рис. 53 – 55. Телеметрия второго пикоспутника.

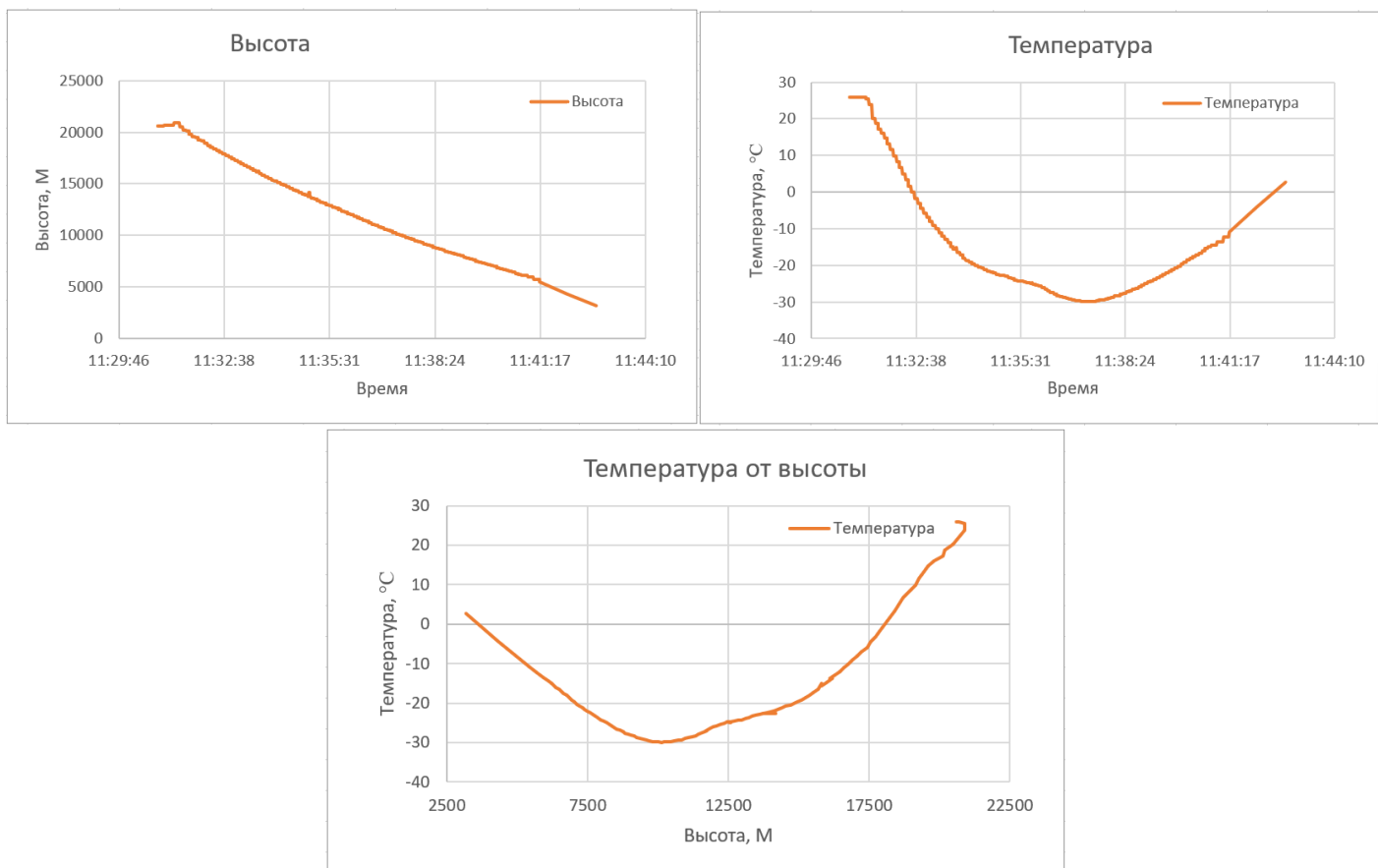


Рис. 56 – 58. Телеметрия третьего пикоспутника.

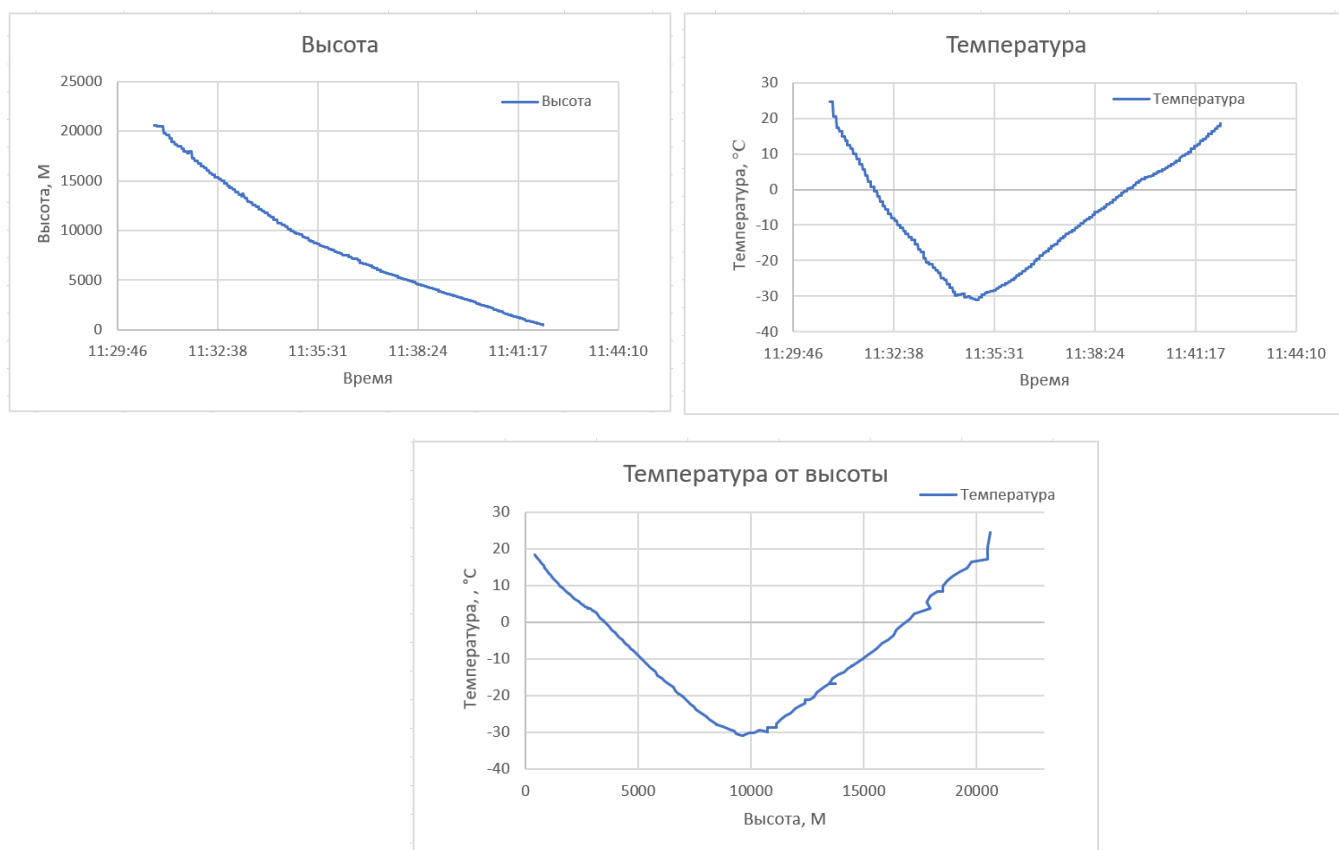


Рис. 59 – 61. Телеметрия третьего пикоспутника.