ВОЗДУШНО-ИНЖЕНЕРНАЯ ШКОЛА.

ЛИГА ЮНИОР.

КОМАНДА NDS.

ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА

Состав команды:

Скибина Наталья, 15 лет

Сазонов Даниил, 16 лет

Степанюченко Александр, 15 лет

КУРСК 2021 г.

**Содержание:**

1. Технические задачи, стр.2
2. Система спасения, стр.2-6
3. Структурная схема, стр.6-7
4. Принципиальная электрическая схема, стр.7-8
5. Панель управления, стр.8-9
6. Расчет энергопотребления, стр.9
7. Телеметрия, стр.9-10
8. Анализ телеметрии, стр.10-12
9. Анализ радиопередачи, стр.12
10. Обнаруженные недостатки, стр.12-13

**1. Технические задачи**

1.1. Разработать, изготовить и протестировать механизм Системы Спасения (СС) (только для отсека полезной нагрузки);

1.2. Рассчитать и сшить парашют для СС отсека полезной нагрузки;

1.3. Собрать, спаять и протестировать электронную часть (ЭЧ) на базе Arduino Nano;

1.4. Запрограммировать ЭЧ так, чтобы она обеспечивала раскрытие парашюта после прохождения отсеком полезной нагрузки (ОПН) высоты 50 метров;

1.5. Передать по радиоканалу на приёмную станцию телеметрию с информацией о температуре, давлении, высоте, линейном и угловом ускорении в соответствии с форматом телеметрии и записи данных;

1.6. Обеспечить функционирование панели управления и индикации соответственно с регламентом работы панели управления.

**2. Система спасения.**

2.1. Механизм выброса парашюта.

Система спасения состоит из пружины и сервомотора, которые закреплены в верхнем отсеке спутника. На валу сервомотора закреплен винт, который удерживает крышку пружины с помощью гайки, зафиксированной в пазах, закрученной на 3-4 оборота. Сверху находится сложенный парашют. Когда срабатывает система спасения, сервомотор начинает раскручивать винт, и гайка освобождается и слетает с резьбы, переставая удерживать крышку пружины. Когда болт раскручен, пружина разжимается и выталкивает крышкой обтекатель вместе с парашютом. На рис.1 и рис.2 на стр.3 представлены схематически два положения системы спасения.

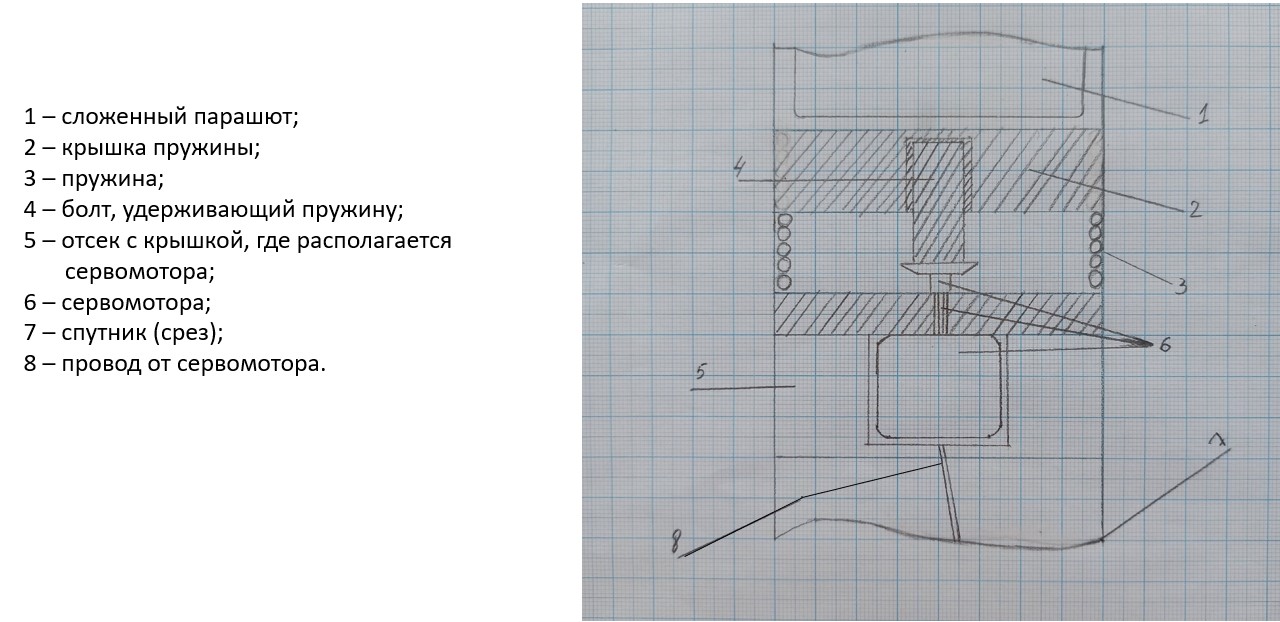


Рис.1. Система спасения во взведенном состоянии

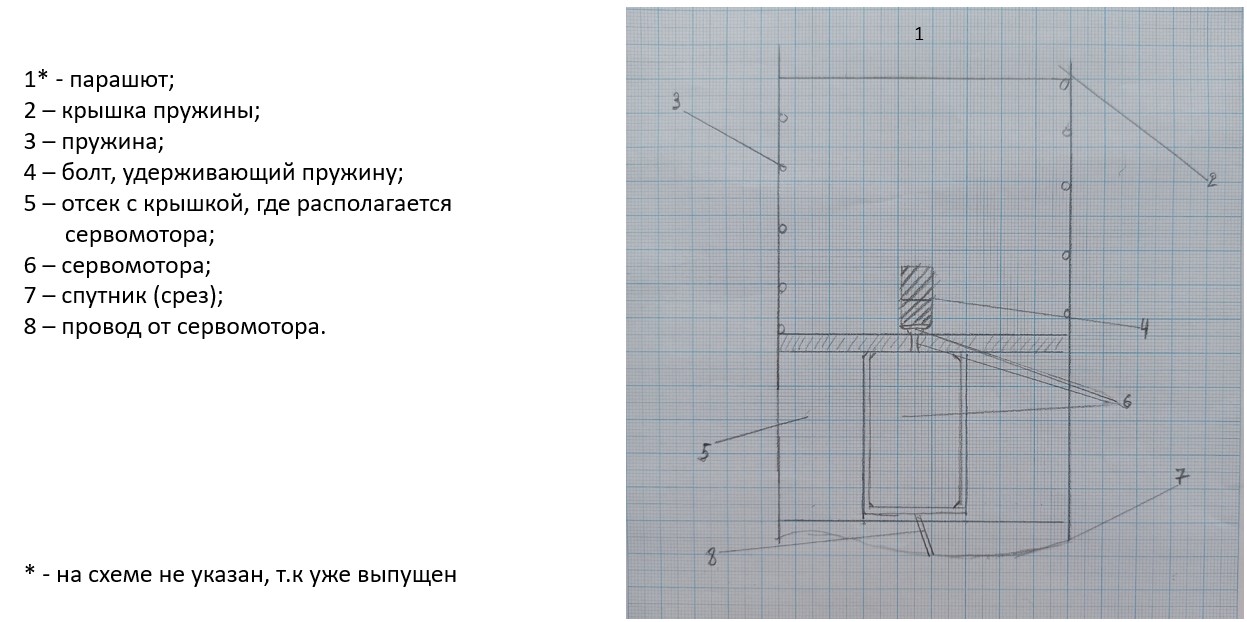


Рис.2. Система спасения после выброса парашюта

2.2. Расчет парашюта.

Площадь парашюта определяется по формуле:

= масса спускаемого объекта

= ускорение свободного падения (на Земле)

= коэффициент сопротивление парашюта (для купольного)

= плотность воздуха (с учетом атм. условий)

= скорость снижения

Площадь парашюта с учетом купольного отверстия определяется по формуле:

где R – радиус купола парашюта

r – радиус купольного отверстия, ,

2.3. Определение размеров сегмента (лекало)

Исходные данные (использована приведенная в книге И. Соболева схема):

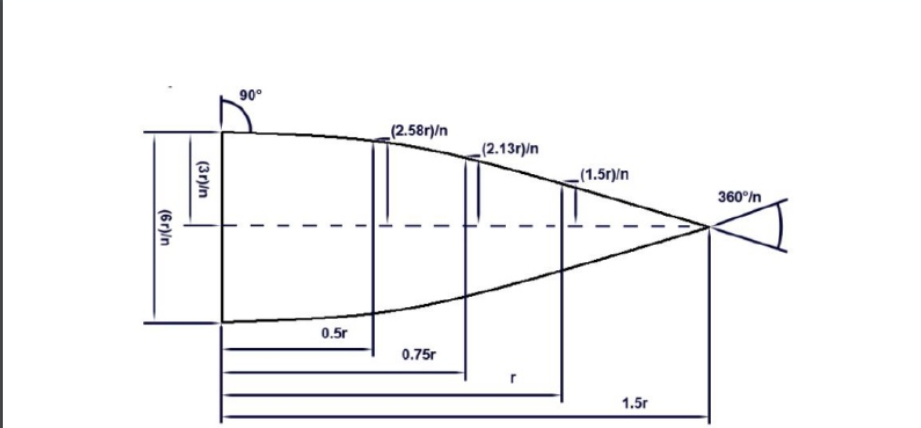


Рис.3. Модель сегмента парашюта

- кол-во сегментов,

Размеры сегмента представлены на рис.4 на стр.5;

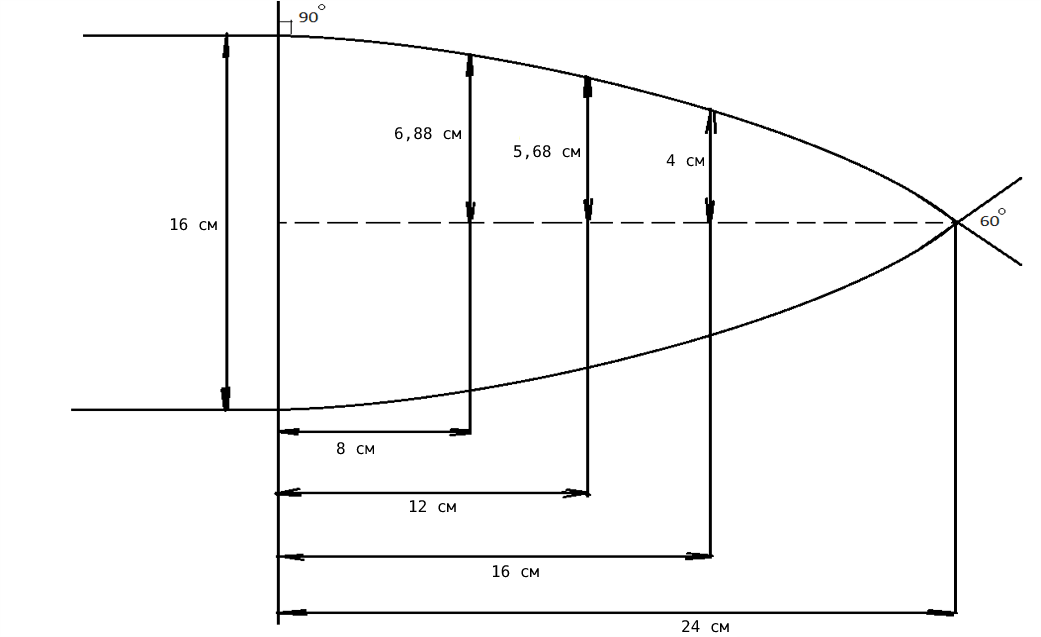


Рис.4. Расчетные размеры лекала для сегмента парашюта.

2.4. Расчет пружины.

*Расчеты выполнялись по программе на сайте pro-kts.ru*

Исходные данные для расчета пружины определяются из геометрических характеристик отсека парашюта и необходимого усилия выброса:

Исходные геометрические данные:

D проволоки:

Наружный диаметр пружины:

Число витков:

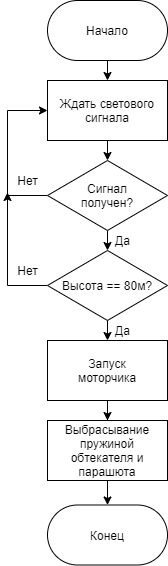
Длина пружины:

Деформация:

Полученные данные:  
Индекс пружины:   
Жесткость пружины, :   
Допустимое усилие , Н:   
Общий вес, кг:

2.5. Алгоритм работы СС

Первый сигнал поступает на микроконтроллер от фоторезистора после означать разделения разгонного блока и второй ступени. Затем, по снижению до 80 метров запускается сервомотор, который откручивает гайку и освобождает пружину, которая выталкивает парашют. С учетом времени, необходимого для совершения сервомотором данного числа оборотов, на высоте около 50 метров произойдет раскрытие парашюта, который обеспечит плавное приземление отсека с полезной нагрузкой.



**3.Структурная схема**

Структурно-функциональная схема спутника составлена на основании имеющихся микросхем и деталей конструктора «CanSat Юниор» и представлена на рис.5 на стр.7. Акселерометр, датчик давления и температурный датчик, которые представлены модулем HW-612, подключаются к микроконтроллеру по протоколу I2C. Модуль SD карты использует интерфейс SPI, приемопередатчик – UART. Источником питания является литий-полимерный аккумулятор с напряжением 7,4В, который подключается к Arduino Nano. Остальные элементы, отраженные на приведенной ниже блок-схеме, питаются напряжением +5В, которое снимается со встроенного в Arduino Nano линейного стабилизатора. Максимальный ток потребления всей схемы не превышает максимально допустимый выходной ток стабилизатора.

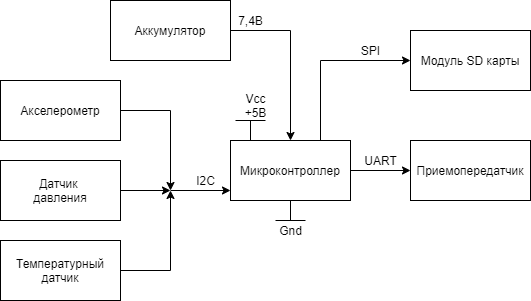


Рис. 5. Структурно-функциональная схема спутника

-Микроконтроллер предназначен для получения, обработки и передачи информации между модулями спутника;

-SD-карта предназначена для записи данных от датчиков;

-Датчик HW-612 (акселерометр, датчик давления, температурный датчик) – для измерения температуры, линейного и углового ускорения и высоты относительно уровня старта;

-Аккумулятор – используется для питания микроконтроллера, от которого питаются остальные модули.

-Приемопередатчик – принимает информацию датчиков, передаваемую через микроконтроллер, и передает ее на пункт приема телеметрии.

-Аккумулятор (напряжение 7.4 В, емкость 0.6А/час).

1. **Принципиальная электрическая схема.**

На принципиальной электрической схеме (рис.7 на стр.8) изображен микроконтроллер Arduino Nano, радиопередатчик, модуль SD-карты, модули датчиков, 8 светодиодов с токоограничивающими резисторами, две кнопки для переключения режимов работы, аккумулятор, два биполярных транзистора, которые используются как токоограничители, сервомотор.

Для измерения напряжения аккумулятора используется резистивный делитель напряжения с коэффициентом деления 2. Пониженное напряжение подается на контакт A7.

Для ограничения тока питания приемопередатчика SV610 используется транзистор VT2. Через транзистор VT1 подается напряжение на Recovery system.

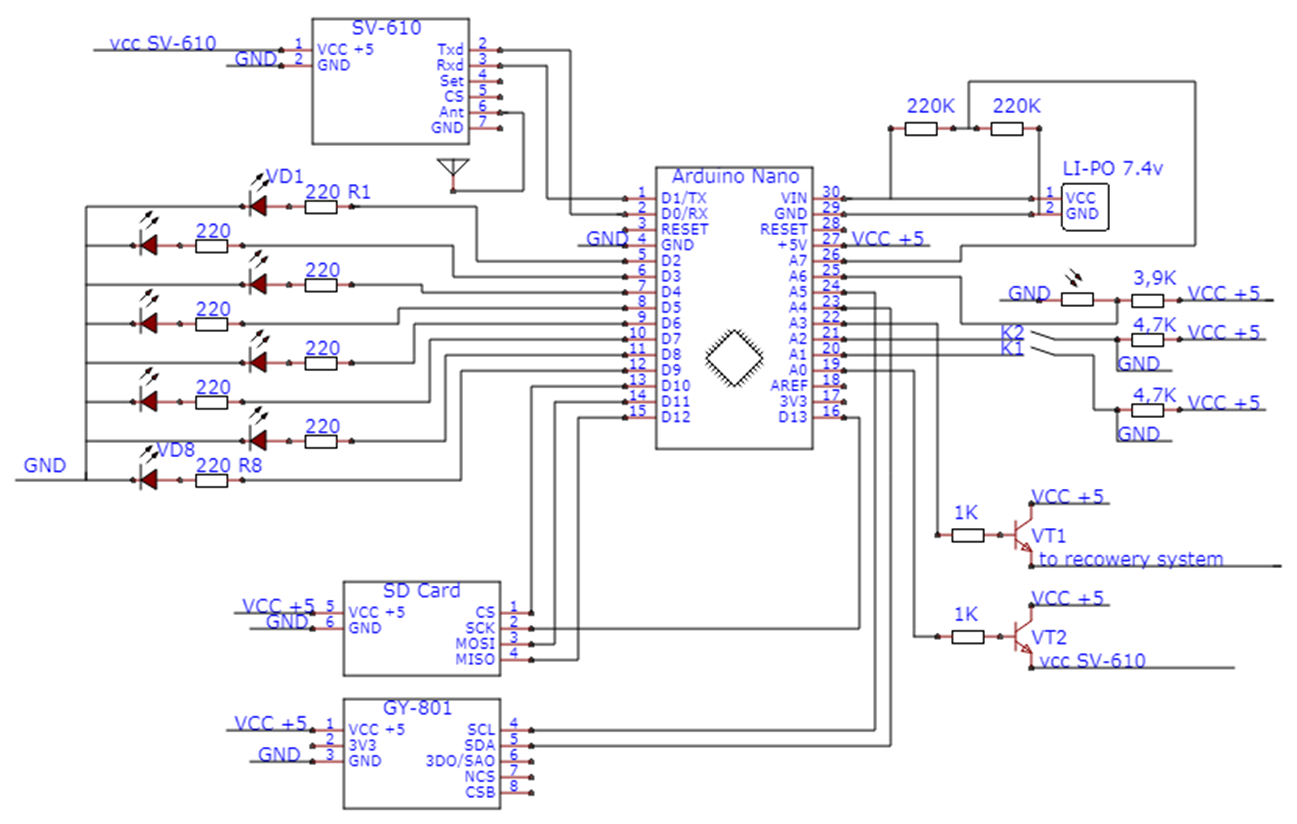


Рис. 7. Принципиальная электрическая схема

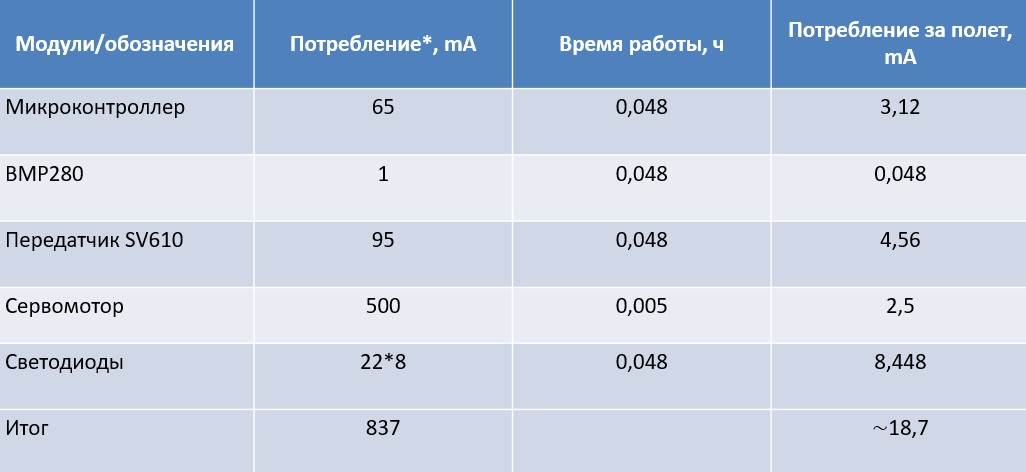
1. **Панель управления.**

Панель управления состоит из кнопки тестирования и дополнительной кнопки (которая в данной конструкции не используется), а также 8-ми светодиодов. Кнопка тестирования используется для запуска тестового режима. Дополнительная кнопка может быть по желанию запрограммирована для выполнения какой-либо команды. Если она не запрограммирована, она все равно обязана находится в конструкции. Светодиод при включении в течение 2 секунд отображает заряд батареи. 1 светодиод — менее 10%, 8 светодиодов — более 90%. Если заряд аккумулятора меньше 50%, элементы схемы могут работать нестабильно, и запуск невозможен.

Интерфейс индикатора по светодиодам в рабочем режиме:

1. Индикатор включения питания (светится при более 50% заряда);
2. Индикатор включения питания на приемопередатчик;
3. Готовность системы к запуску (датчики инициализированы, аккумулятор заряжен);
4. Индикатор режима тестирования (светится в режиме т.);
5. Индикатор фиксации ракеты (активен после фиксирования);
6. Индикатор отделения спутника от ракеты (активен после отделения);
7. Индикатор системы спасения (активен после запуска СС);
8. Индикатор приземления.
9. **Расчет энергопотребления.**

В данной таблице представлены расчеты потребления энергии за время полета (3 минуты). Время работы сервомотора взято с учетом необходимого числа оборотов. Время работы всех восьми светодиодов было взято исходя из наихудшего случая с запасом, в реальности, одновременно все светодиоды все время полета работать не будут.



HW-612

*\* - рассмотрены пиковые значения*

1. **Телеметрия.**

Передача телеметрии будет происходить сразу после запуска ракеты. Телеметрия передается в определенном регламентом формате. Вот ее строение:

TeamID;Time;Altitude;Ax;Ay;Az;Gy;Gx;Gz;Mx;My;Mz;Pressure;Temperature;Start point;Separate point;Recovery point;Landing point \n

Обозначения:

TeamID — код команды;

Time — время, (миллисекунды);

Altitude — высота, относительно уровня старта(м);

Ax, Ay, Az — ускорения по 3 осям в трех-осевой системе координат(м/с2);

Gy, Gx, Gz — угловая скорость по 3 осям в трех-осевой системе координат(радиан/с);

Mx, My, Mz — проекция магнитного поля по 3 осям в трех-осевой системе координат (тесла);

Pressure — давление (Па);

Start point — фиксация старта (1, когда зафиксировано);

Separate point — фиксация отделения спутника от ракеты (1, когда зафиксировано);

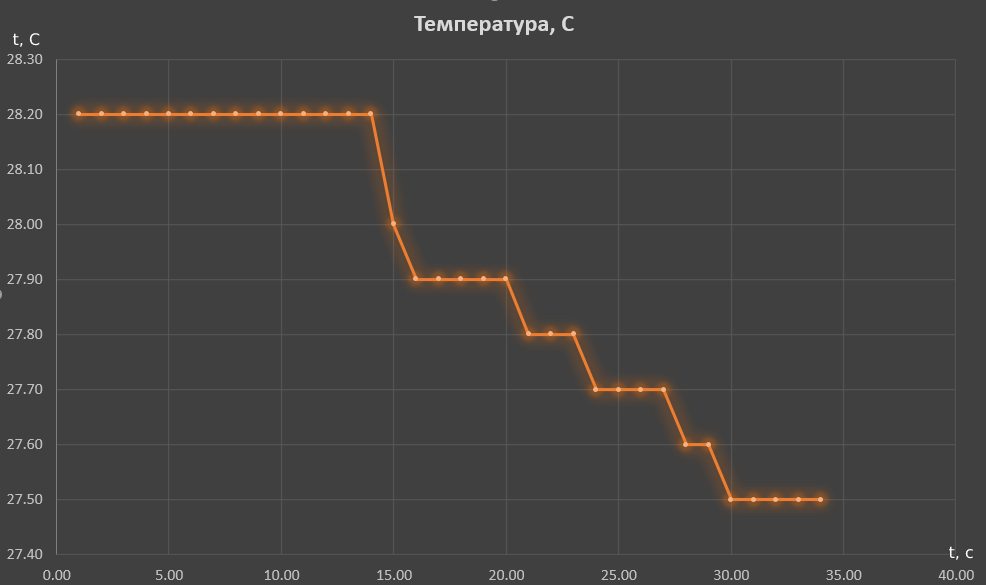
Recovery — фиксация активации системы спасения (1, когда зафиксировано);

Landing — фиксация приземления отсека полезной нагрузки (1, когда зафиксировано);

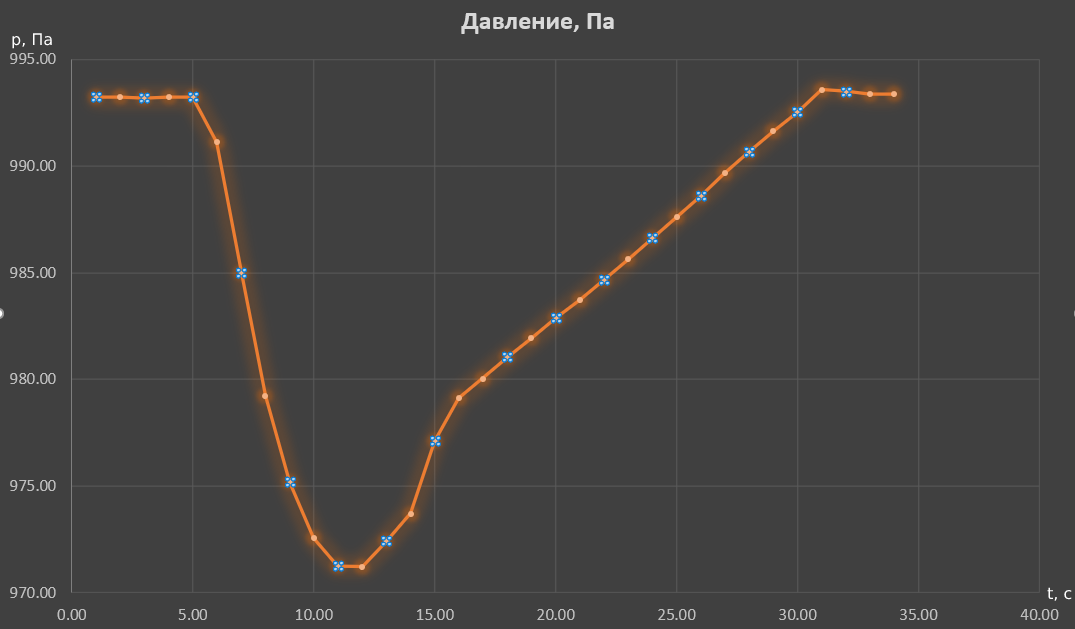
\n – конец строки.

1. **Анализ телеметрии.**

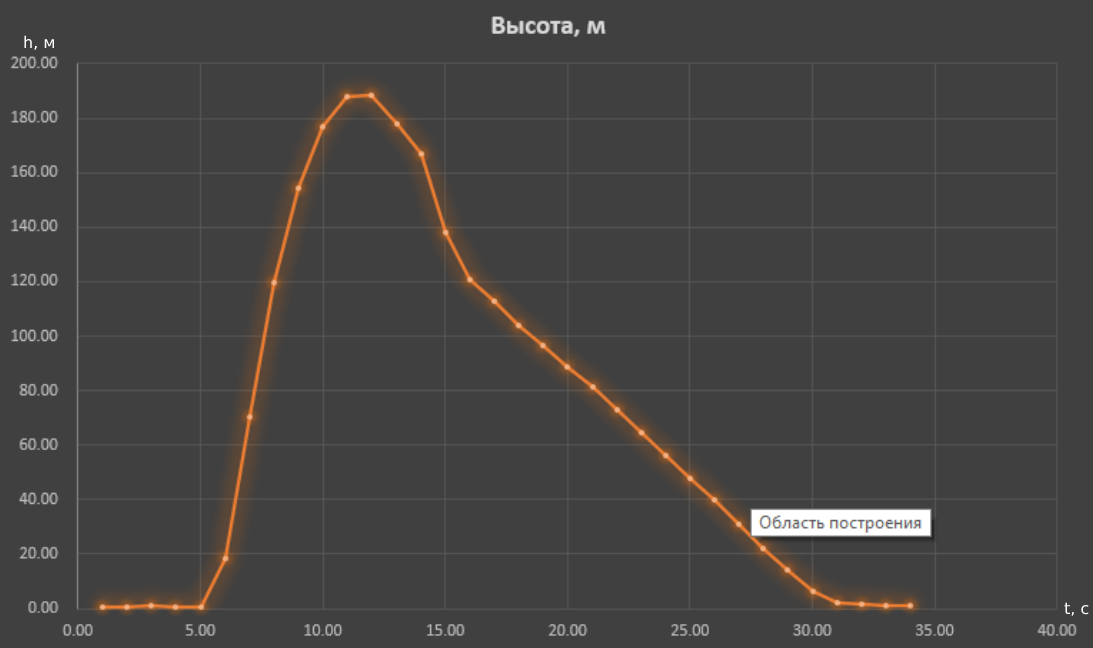
8.1. Температура



8.2. Давление



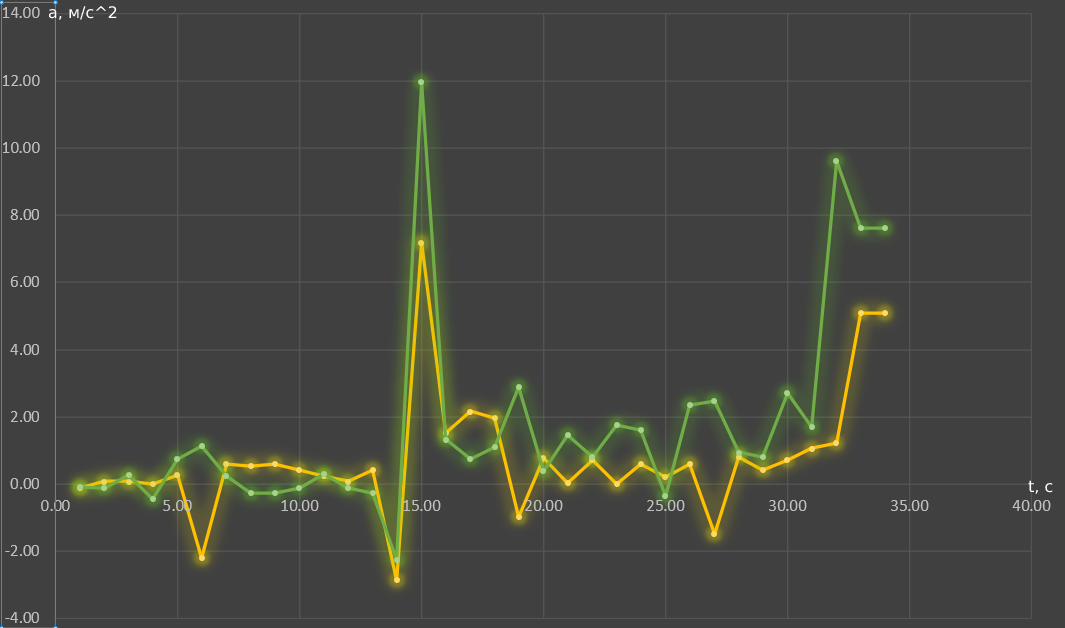
8.3. Высота



8.4. Вертикальное ускорение



8.5. Горизонтальное ускорение

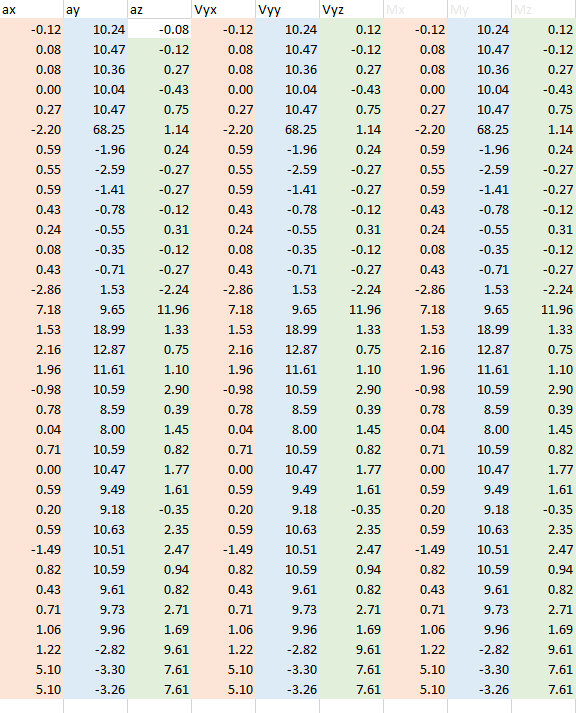


1. **Анализ радиопередачи.**

В файле с телеметрией, записанной на SD карту спутника, находится 333 записи, а в файле, записанном на земле по данным, полученным по радиоканалу – 188 записей. Таким образом, около 56% процентов пакетов были утеряны. Изучив данные телеметрии, записанные на земле, заметно, что связь пропала на высоте 6,52 метра, за секунду до приземления. Это можно связать с уходом приемной антенны из зоны покрытия передающего модуля, а также потерей прямой видимости.

1. **Обнаруженные недостатки.**

На приведенной ниже таблице (стр.13) видно, что значения проекций ускорения равны значениям проекций угловой скорости (для наглядности соотв. столбцы выделены красным, зеленым и синим цветом). Если учесть, что в программном коде прошивки микроконтроллера нет ошибок, такое поведение можно объяснить неисправностью датчика акселерометра или гироскопа.

****