

КОНКУРСНАЯ РАБОТА
«Проектирование спускаемого зонда для
исследования спутника Сатурна - Титана»

Секция «Освоение космоса»

Выполнили: Перевезенцев Павел
Поваров Алексей
Колганов Роман

Руководитель: Жук Вячеслав Евгеньевич

г. Калуга 2015 г.

Содержание

Аннотация	3
Введение	4
1. Описание конструкции	5
2. Описание работы систем	8
3. Выводы	12
4. Заключение	13
Список литературы, использованного программного обеспечения	14

Первая в мире посадка, совершенная во Внешней Солнечной системе произошла 14 января 2005 года. Впервые в истории европейский аппарат Huygens сел на поверхность Титана – спутника Сатурна.

Именно автоматические межпланетные аппараты миссии Cassini-Huygens показали, что Титан является единственным, кроме Земли, телом в Солнечной системе, для которого доказано существование жидкости на поверхности. Несмотря на низкие температуры, на Титане существуют условия для начала химической эволюции. Плотная атмосфера из азота и органических соединений является интересным объектом для исследования экзобиологами, так как похожие условия могли существовать на молодой Земле.

Данные, полученные в результате освоения космоса преподнесли планетологам новые загадки, требующие продолжения исследований.

В данной работе описывается проект исследовательского спускаемого зонда на поверхность Титана.

Зонд снабжён парашютом для спуска в атмосфере, и 6-ю раскрывающимися опорами для «мягкого» приземления. Бортовая радиоэлектронная аппаратура зонда обеспечивает измерение температуры, атмосферного давления и магнитного поля небесного тела, также линейных ускорений зонда. Данные измерений передаются по радио на приемную станцию. Зонд снабжён системой автоматического управления парашютом крыловидной формы для приземления в заданную точку поверхности Титана. Для поддержания заряда аккумулятора имеются 6 действующих солнечных батарей.

Проект разрабатывается учащимися общеобразовательных школ г.Калуги, занимающимися в детско-юношеском центре космического образования «Галактика» г. Калуги по направлению «Основы радиоэлектроники космических аппаратов».

Работа выполнена на 14 листах и включает семь рисунков и одну таблицу.

Введение

Титан - один из двух спутников в Солнечной системе, имеющих собственную атмосферу. Титан - самый крупный спутник Сатурна, по своим размерам он превосходит Луну. В 2005 году спускаемый зонд «Гюйгенс» миссии Cassini-Huygens успешно вошёл в атмосферу Титана и совершил посадку на его поверхность. Приборы Huygens передавали информацию на протяжении 147 мин. 13 сек. спуска и еще 72 мин. 13 сек. с поверхности спутника. Первые же данные, полученные в ходе экспедиции Cassini, показали, что Титан похож на Землю. У него есть круговорот жидкости (метана), ее испарение, формирование облаков. На снимках «Гюйгенса» запечатлено не менее десяти углеводородных озер, наполненных смесью сжиженных газов метана и этана. В них есть течения, несколько озер соединены реками. Поверхность Титана в основном состоит из водяного льда. Гигантские полярные облака цианистого водорода, размер которых оценивается как 4 территории Великобритании, являются частью впечатляющего атмосферного разнообразия Титана.

Наличие на Титане углеводородов, на которых работает большая часть земной техники делает его одним из кандидатов на колонизацию во внешней части Солнечной системы. Не исключается возможность наличия жидких органических соединений и даже некислородной жизни.

Так как дальнейшее, более широкое и тщательное исследование Титана имеет важное значение, учащимися центра «Галактика» был спроектирован и изготовлен действующий макет спускаемого зонда для его исследования.

1. Описание конструкции

При проектировании аппарата было определено, что он должен выполнять следующие функции (задачи):

- измерение атмосферных параметров - атмосферное давление, и температуру;
- измерение трёх компонент магнитного поля;
- измерение линейных ускорений зонда;
- формирование сборной телеметрической информации, передача её по радиоканалу на приёмный пункт;
- автоматический управляемый спуск на парашюте в заданную точку поверхности со скоростью снижения 7-8 м/с;
- приземление зонда в заданном (вертикальном) положении;
- поддержание заряда бортового аккумулятора с помощью солнечных батарей;
- дополнительно зонд может быть оборудован другими датчиками и устройствами, например, датчиками газов, камерой для фото-видеосъемки.

Исходя из поставленных задач, разработана схема деления зонда. Она изображена на рисунке 1.

Конструктивно зонд выполнен в виде шестигранной призмы высотой 220 мм и диаметром 84 мм. Основания призмы - это шестигранные алюминиевые фланцы, а её боковые поверхности – шесть стеклотекстолитовых стенок, с элементами солнечных батарей (по 4 шт. на каждой стенке). В вершинах граней призмы имеются ниши, в которые укладываются шесть раскрывающихся опор «мягкого приземления». Опоры одним концом закреплены на нижнем фланце с помощью шарниров. Верхние концы опор изогнуты и в сложенном положении образуют над верхним фланцем «отсек» для парашюта. При раскрытии опор, они высвобождают парашют, и с помощью упругих элементов опускаются, образуя шесть «ног»,

которые смягчают посадку зонда и удерживают зонд в вертикальном положении после приземления. Опоры и парашют могут быть раскрыты на заданной высоте.

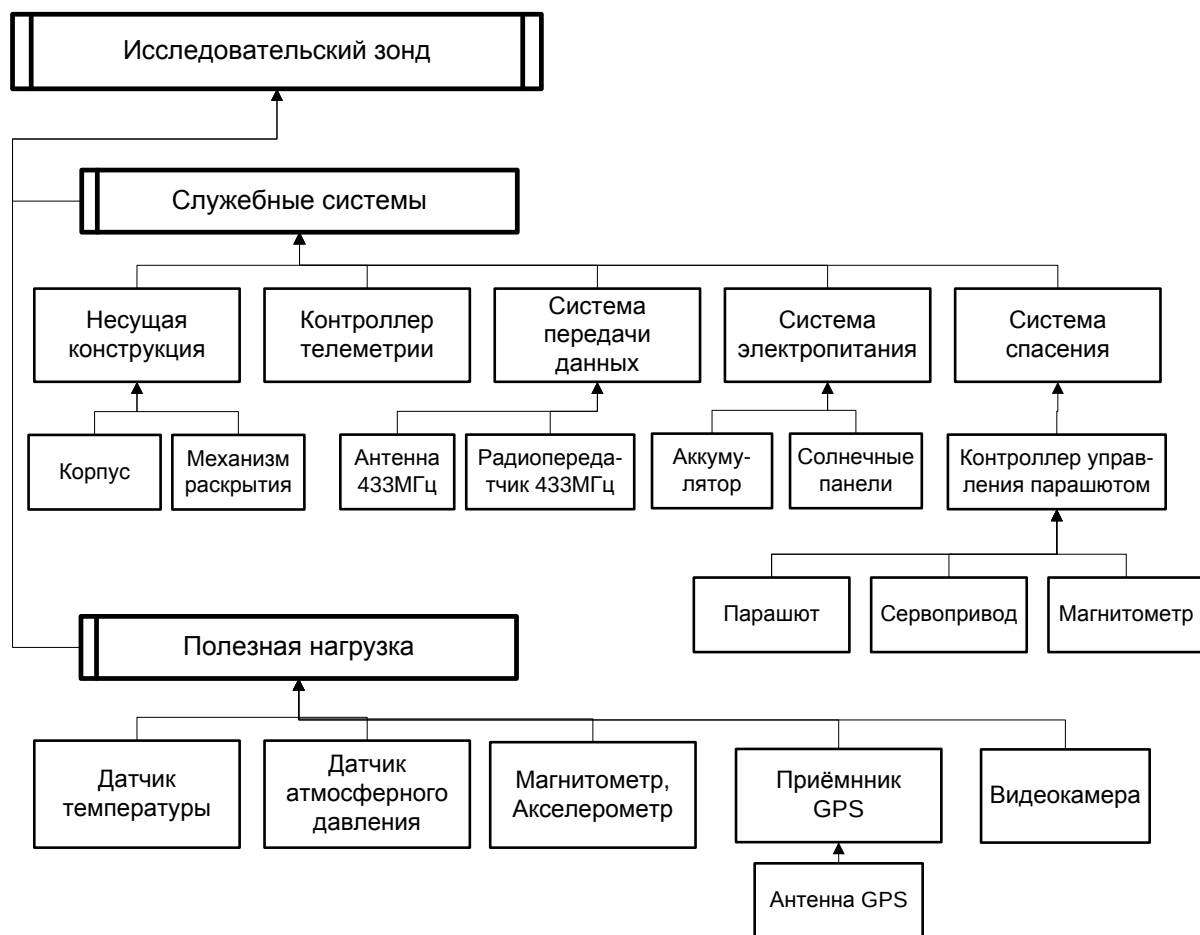


Рисунок 1. Схема деления зонда

Внешний вид зонда со сложенными и раскрытыми опорами показан на рисунке 2.

Во внутреннем пространстве корпуса-призмы размещены радиоэлектронные устройства, датчики, сервомашинки управления парашютом и аккумуляторные батареи. Антенна GPS расположена на верхнем фланце, антенна передатчика телеметрии – на нижнем.

Зонд снабжён парашютом крыловидной формы (типа пароплан). Во время спуска помимо вертикального, он обеспечивает горизонтальное движение зонда, и посредством натяжения или ослабления управляющих

строп производится его поворот. Основные стропы парашюта прикреплены к верхнему фланцу.

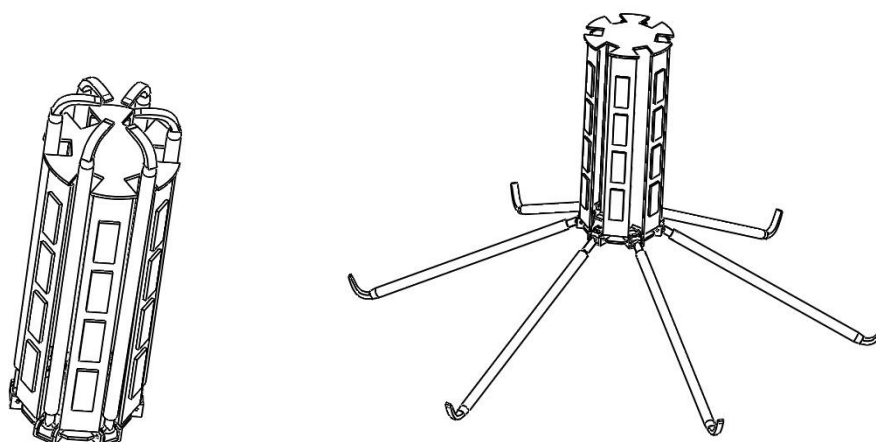


Рисунок 2. Конструкция зонда (без парашюта)

Вариант аппаратного состава, позволяющий реализовать все указанные на схеме деления системы зонда указан в таблице 1.

Таблица 1. Аппаратный состав зонда для исследования Титана

№ пп	Устройство	Название, тип, марка	Напряжение питания, В	Потребл. ток	Прим.
1	Микроконтроллер телеметрии	ATmega 2560	2,7...5,5	110 мА	
2	Радиопередатчик	HM-TRP-433	1,9...3,6	100 мА	$P_{\max}=100$ мВт
3	Датчик атмосферн. давления	MPX5100	4,7...5,1	7 мА	аналоговый
4	Датчик температуры	DS18S20	3,0...5,5	9 мА	цифровой
5	Микроконтроллер упр-я парашютом	ATmega168	1,8...5,5	4,2 мА	
6	Магнитометр - акселерометр	LSM303DLHC	2,2...3,6	0,11 мА	цифровой, 3-х осевой
7	Сервомашинка	MG90S	4.8...6.0		2 шт.
8	Модуль навигации GPS	Sim 908	3,0...4,3	150 мА	
9	Антенна GPS	P1P8G	-	-	керамич.
10	Антенна 433 МГц	HM-ART-433	-	-	штырьевая
11	Аккумуляторная батарея	Ni-Mh Li-ion	7,4 3.7	1,2 Ач 0.6 Ач	
12	Солнечные батареи	SINONAR	1,2	0,05 А	18 шт (2 группы по 9 шт.)

2. Описание работы систем

После включения электропитания, начинают работать все системы, а микроконтроллер телеметрии выдает на устройства команды их инициализации. В течение всего полета микроконтроллер 4 раза в секунду принимает данные с датчиков и приёмника GPS. Из полученных данных формирует пакет телеметрии и передает его в радиопередатчик. Радиопередатчик передает данные на частоте 433 МГц через антенну на приемную станцию.

Контроллер управления парашютом начинает работу после подачи команды микроконтроллером телеметрии на раскрытие парашюта, момент подачи команды определяется датчиком давления по достижению его заданного значения. Контроллер управляет работой двух сервомашин, которые производят натяжение, или ослабление управляющих строп парашюта крыловидной формы. Так как предлагаемый аппарат должен испытываться в земных условиях, система автоматического спуска в своей работе использует Земные параметры. Остановимся подробнее на алгоритме работы системы автоматического управления парашютом.

2.1. Определение «истинного курса» (путевого угла).

Путевой угол - это угол (α) между направлением на север (N) и направлением вектора скорости (V). Угол α показывает направление «носа» аппарата относительно севера.

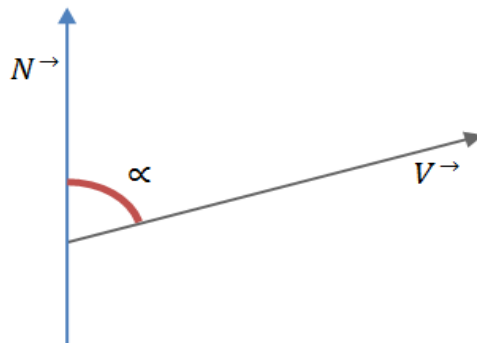


Рисунок 3

Путевой угол (α) вычисляется по направлению магнитного поля Земли, измеренным магнитометром. Также информация о путевом угле (α) содержится в RMC-строке данных GPS.

2.2. Определение азимутального курса.

Азимут есть угол (β) между направлением на север (N) от текущего места расположения (A) и направлением на точку приземления (B). Координаты точки A определяются по данным GPS, координаты точки B записываются в память микроконтроллера.

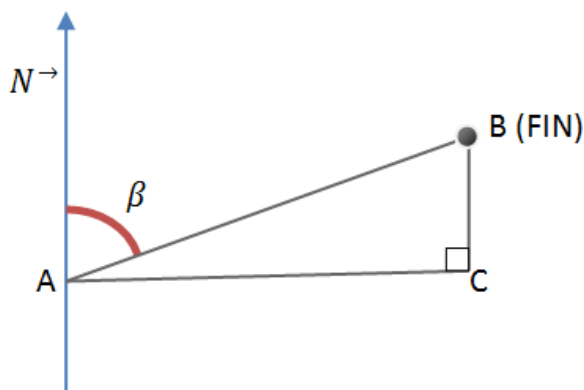


Рисунок 4

Азимут (β) находится по формуле:

$$\beta = \arccos\left(\frac{AC}{AB}\right) = \arccos\left(\frac{\sqrt{(x_2 - x_1)^2}}{\sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2}}\right),$$

где $x_i; y_i$ – координаты точек: A ($x_1; y_1$), B ($x_2; y_2$), C ($x_2; y_1$)

2.3. Сравнение путевого и азимутального углов.

$\sin(\alpha - \beta) \leq 0 \rightarrow$ поворот на лево

$\sin(\alpha - \beta) > 0 \rightarrow$ поворот на право

Когда $\angle \alpha$ будет равен $\angle \beta$ (истинный курс будет равен «нужному», азимутальному), движение аппарата будет осуществляться по наклонной прямой.

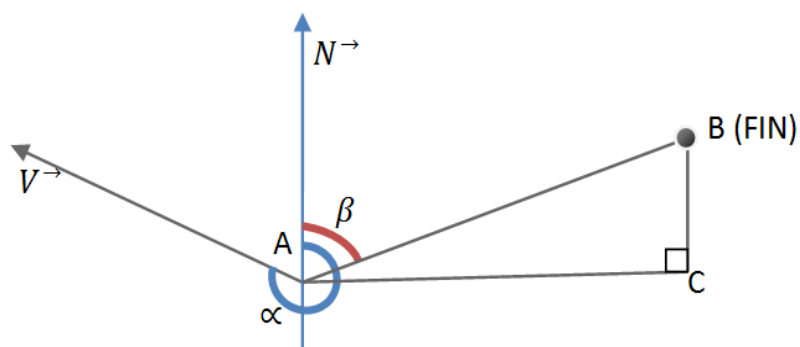


Рисунок 5

2.4. Общая модель спуска аппарата и вычисление углов.

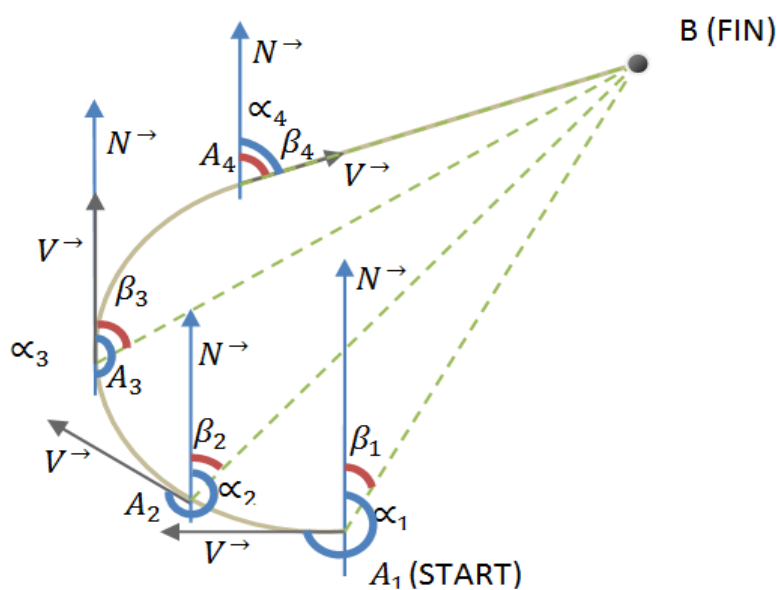


Рисунок 6

После приземления зонда акселерометр определяет отсутствие каких-либо ускорений и по его данным микроконтроллер телеметрии переводит контроллер управляемого спуска в спящий режим и продолжает передачу данных по радиоканалу телеметрии.

Радиозонд, построенный на элементной базе, указанной в таблице 1 имеет следующие технические характеристики:

- измерение температуры от -40 до $+85$ °C с точностью $\pm 0,5$ °C;
- измерение атмосферного давления от 15 до 115 кПа с точностью $\pm 2,5$ кПа;
- измерение трёх компонент магнитного поля в пределах ± 8.1 Гс с разрешением 5мГс;

- измерение линейного ускорения по трем осям в пределах $\pm 8g$;
- определение географических координат и высоты местоположения с точностью ± 3 метра;
- формирование данных телеметрии с периодичностью 1/4 секунды, и передача телеметрии по радиоканалу в диапазоне 433 МГц на наземную приемную станцию.
- габариты в сложенном состоянии $\varnothing 84 \times 220$ мм;
- масса без парашюта 0,7 кг;
- площадь парашюта 0,43 м²;
- скорость спуска 7...8 м/с.

Габаритный чертёж аппарата представлен на рисунке 7.

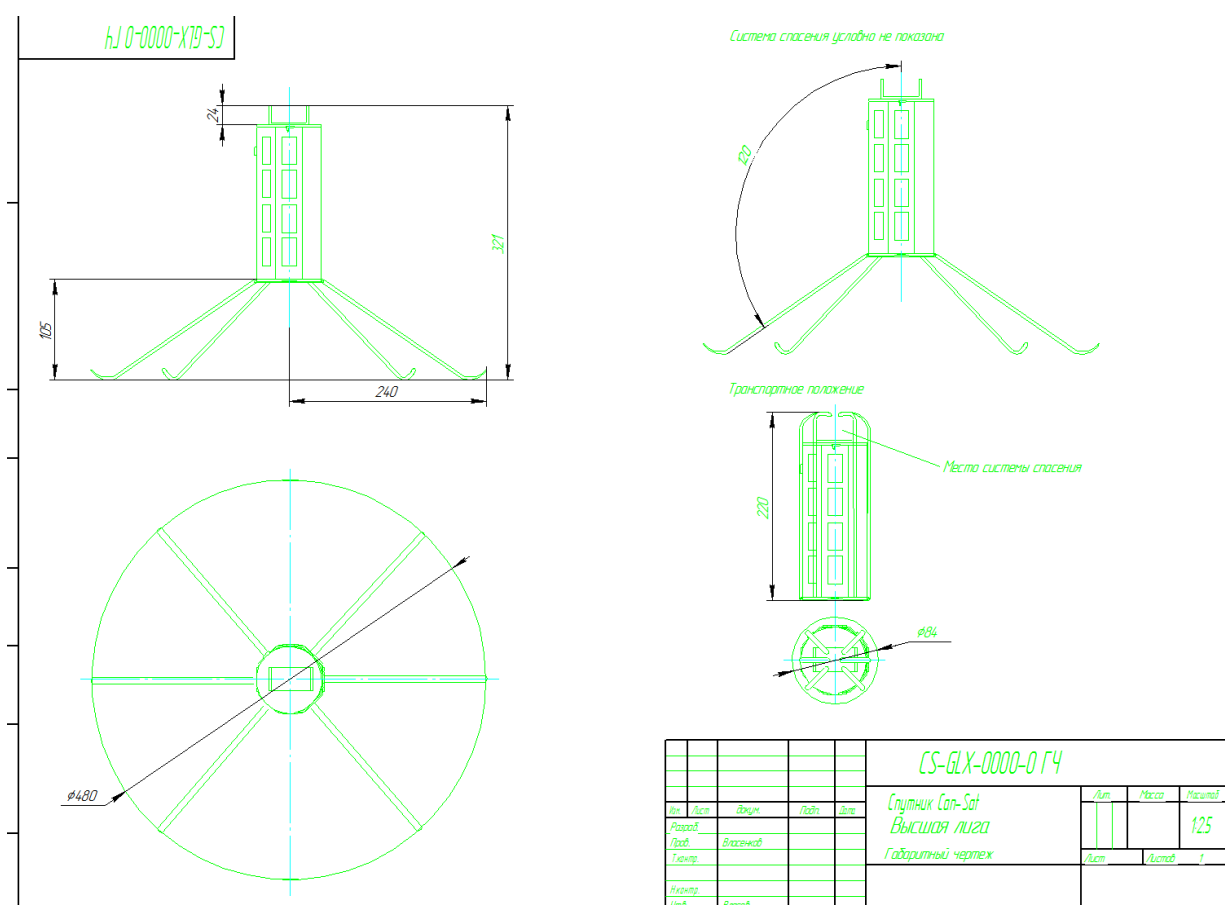


Рисунок 7

3. Выводы

Разработанная конструкция аппарата позволит выполнить поставленные задачи по исследованию космического тела.

Зонд полностью изготовлен, собран, произведено программирование микроконтроллеров, предварительная отладка и тестирование систем.

Изготовлена приёмная станция.

Для успешного завершения проекта необходимо выполнить следующие его этапы:

- доработка бортовой программы;
- доработка механизма раскрытия опор.
- окончательная сборка зонда;
- окончательная отладка и тестирование работоспособности систем;
- разработка программы обработки принимаемых с зонда данных;

Летные испытания зонда будут проведены в начале июля 2015г. на 4-м Российском чемпионате «CanSat в России» (г. Дубна).

4. Заключение

До начала космической эры наши знания о Титане - этом интересном спутнике оставались весьма скромными. Только космические аппараты позволили узнать о нём много нового и важного. Титан исследовался межпланетными станциями «Пионер-11», «Вояджер 1 и 2», телескопом «Хаббл» и аппаратами «Кассини — Гюйгенс». Буквально за 10 лет наша точка зрения на Титан и луны Сатурна очень сильно изменилась. Уточнились параметры орбит, диаметры, массы, состав и многие другие параметры космических тел. Но ученые жаждут иметь больше данных для объяснения многих загадок. Титан привлекает их едва ли не больше Сатурна.

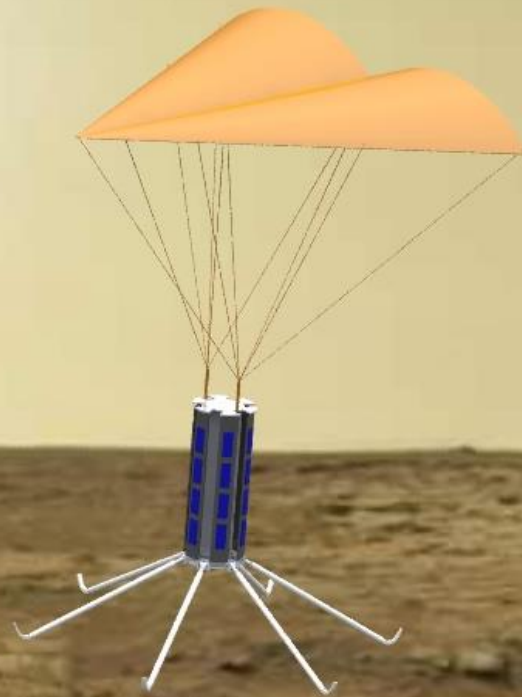
Предложенный проект спускаемого зонда для исследования спутника Сатурна - Титана позволяет получить данные о состоянии атмосферы, приземлить аппарат в нужную точку поверхности, принимать данные в течение всего полёта и после приземления. В сложенном состоянии зонд имеет компактные габариты.

Литература

1. [https://ru.wikipedia.org/wiki/ Гюйгенс_\(зонд\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Гюйгенс_(зонд))
2. [https://ru.wikipedia.org/wiki/ Титан_\(спутник\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Титан_(спутник))
3. Воздушная навигация: справочник/А.М. Белкин. М.: Транспорт. 1988г.
4. Лобанов Н.А. Основы расчета и конструирования парашютов. – М.: Машиностроение, 1965.
5. Программа трехмерного моделирования SolidWorks.
6. Программа программирования микроконтроллеров Arduino 1.0.5-r2.
7. Программа проектирования печатных плат Sprint-Layout 6.0.



Проектирование спускаемого зонда для исследования спутника Сатурна - Титана



Перевезенцев Павел
Поваров Алексей
Колганов Роман



Научные и технические задачи спускаемого зонда

- Измерение атмосферных параметров: атмосферное давление, температура
- Измерение трех компонент магнитного поля
- Измерение линейных ускорений
- Автоматический управляемый спуск и приземление в точку с заданными географическими координатами
- Обеспечение скорости снижения 7-8 м/с после срабатывания системы раскрытия парашюта
- Осуществление «мягкой» посадки зонда в вертикальном положении
- Передача сборной телеметрической информации по служебному радиоканалу во время полета и после приземления
- Построение траектории полета аппарата по показаниям акселерометра

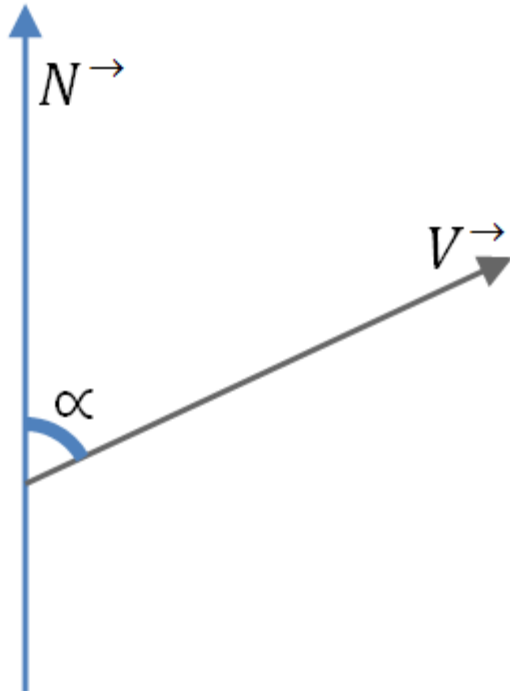


Схема деления





Определение истинного курса

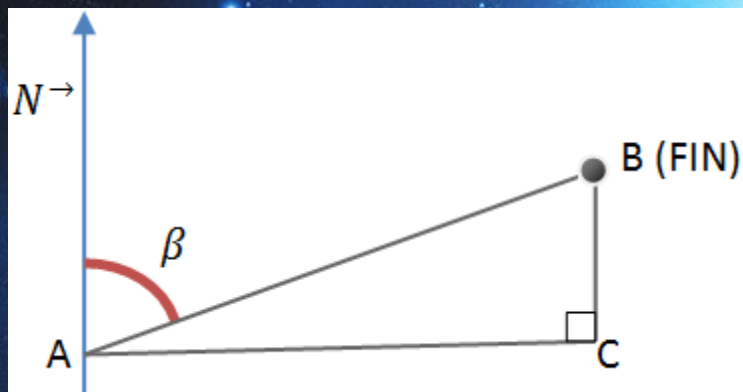


Истинный курс это угол между направлением на север и направлением вектора скорости, определяется при помощи магнитометра.

N – направление на север
 V – направление вектора скорости спутника
 α – истинный курс



Определение азимутального курса



Азимут есть угол между направлением на север от текущего места расположения и направлением на точку приземления.

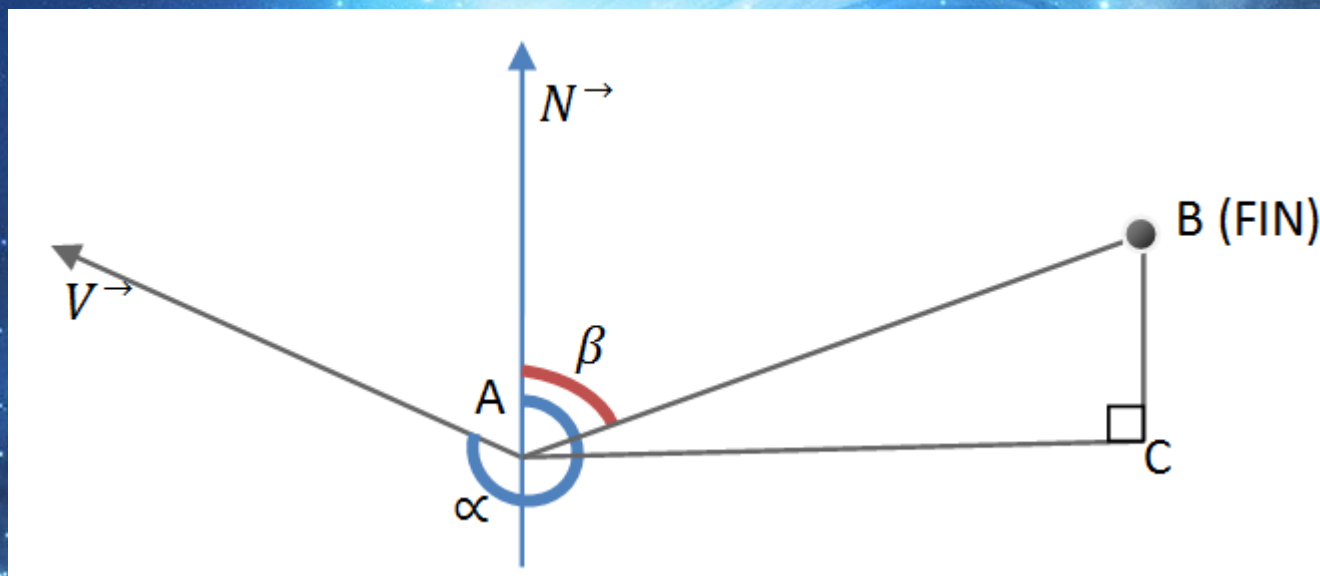
Вычисление

$$A(x_1; y_1) \quad B(x_2; y_2) \quad C(x_2; y_1)$$

$$\beta = \arccos\left(\frac{AC}{AB}\right) = \arccos\left(\frac{\sqrt{(x_2 - x_1)^2}}{\sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2}}\right)$$



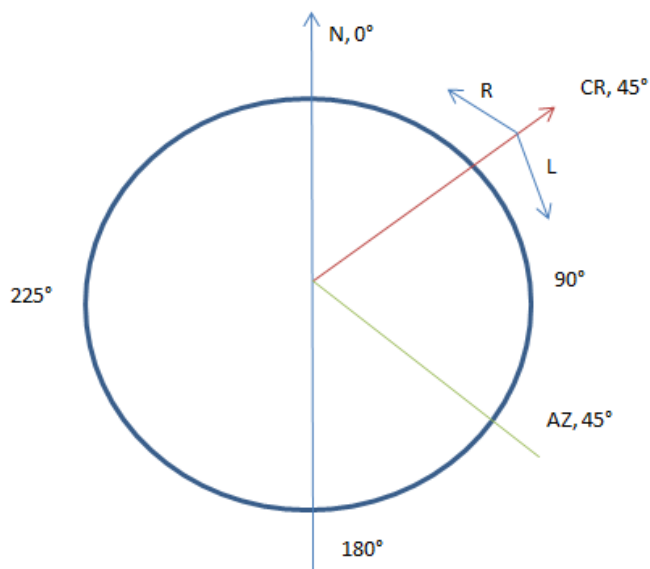
Сравнение истинного и азимутального углов



β – азимутальный угол, α – истинный угол



Определение направления поворота



CR/AZ	0	45	90	135	180	225	270	315
0	0	l	l	l	r	r	r	l
45	r	0	l	l	l	r	r	r
90	r	r	0	l	l	l	r	r
135	r	r	r	0	l	l	l	r
180	l	r	r	r	0	l	l	l
225	l	l	r	r	r	0	l	l
270	l	l	l	r	r	r	0	l
315	r	l	l	l	r	r	r	0

Таблица
выбора
направления
поворота

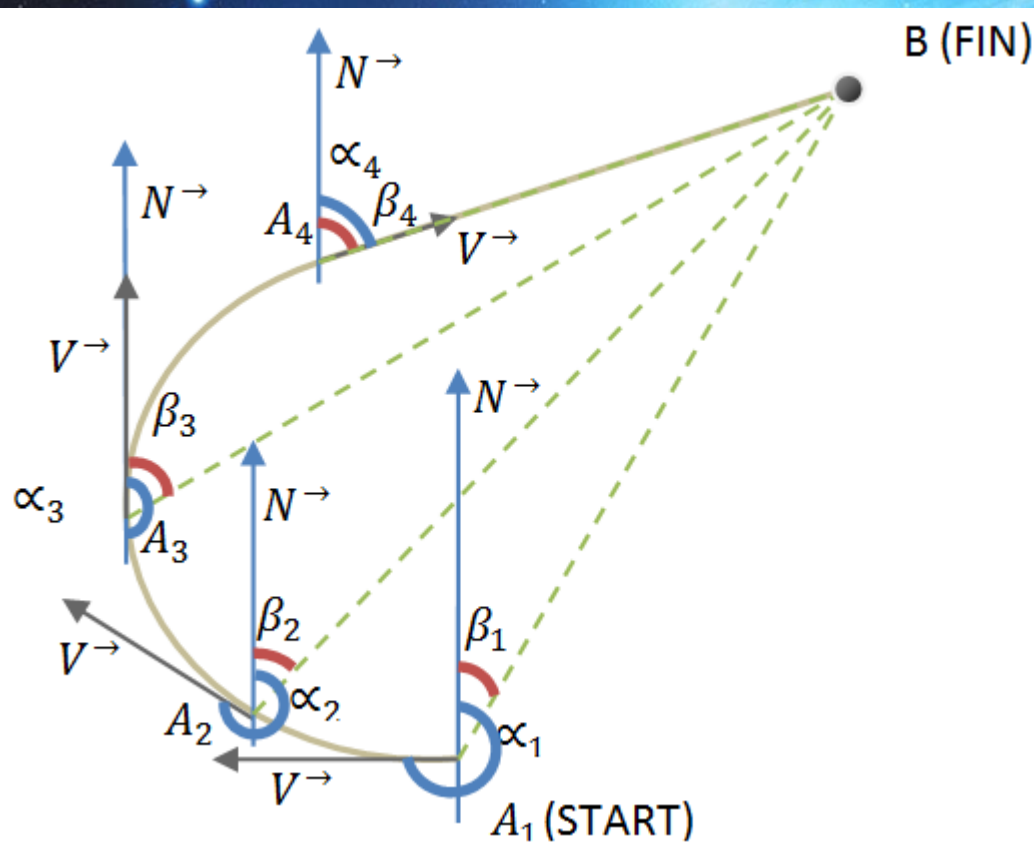
CR/AZ	0	45	90	135	180	225	270	315
0	0	0,85	0,9	0,09	-0,8	-1	-0,2	0,7
45	-1	0	0,9	0,89	0,09	-1	-0,9	-0,2
90	-1	-0,9	0	0,85	0,89	0,1	-0,8	-0,9
135	-0	-0,9	-1	0	0,85	0,9	0,09	-0,8
180	0,8	-0,1	-1	-0,9	0	0,9	0,89	0,1
225	0,9	0,8	-0	-0,9	-0,9	0	0,85	0,9
270	0,2	0,93	0,8	-0,1	-0,9	-1	0	0,9
315	-1	0,18	0,9	0,8	-0,1	-1	-0,9	0

Таблица
 $\sin(AZ - CR)$

$\sin(\alpha - \beta) \leq 0 \rightarrow$ поворот в лево
 $\sin(\alpha - \beta) > 0 \rightarrow$ поворот в право



Общая модель спуска аппарата



По показаниям GPS:

$\alpha_1 = 270^\circ$	Запад
$\alpha_2 = 135^\circ$	Северо-запад
$\alpha_3 = 0^\circ$	Север
$\alpha_4 = \sim 210^\circ$	Северо-восток

По расчету:

$\beta_1 = \sim 45^\circ$
$\beta_2 = \sim 35^\circ$
$\beta_3 = \sim 25^\circ$
$\beta_4 = \sim 210^\circ$

Показания по модели



Блок схема алгоритма спуска

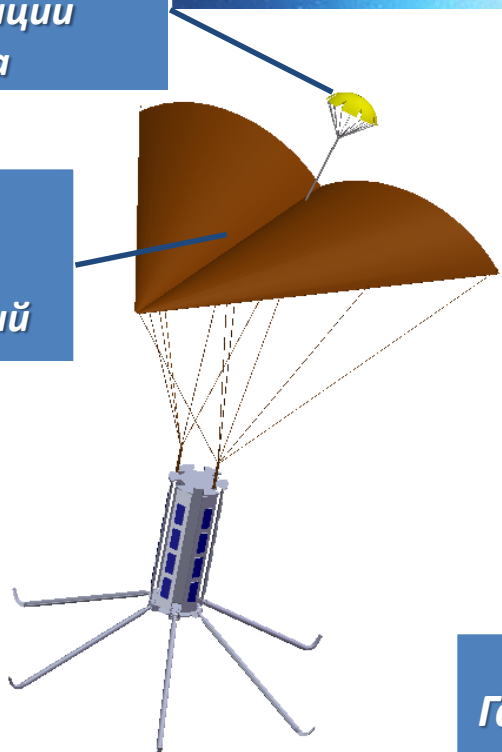




Проектный облик зонда

Лента для
стабилизации
полета

Основной
парашют
треугольный

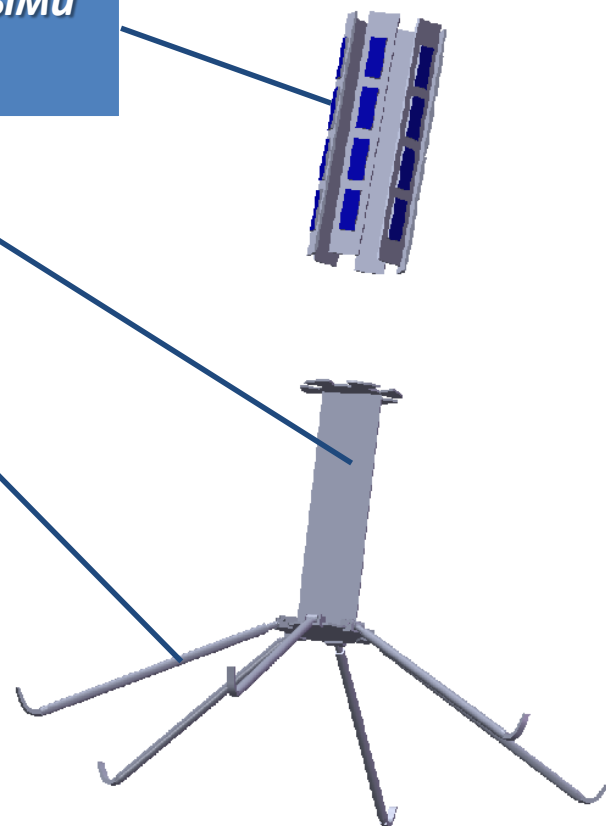


Корпус с солнечными
батареями

Силовой
каркас

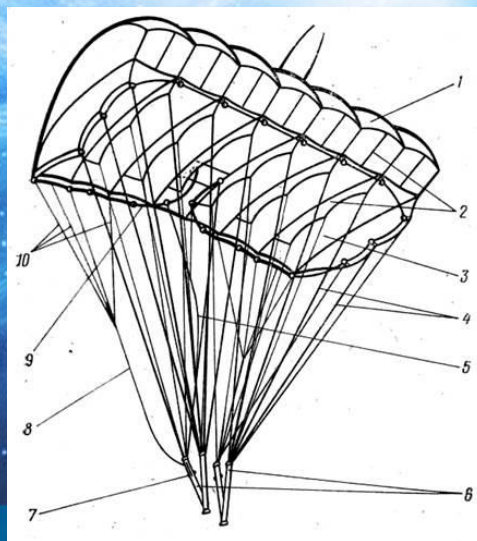
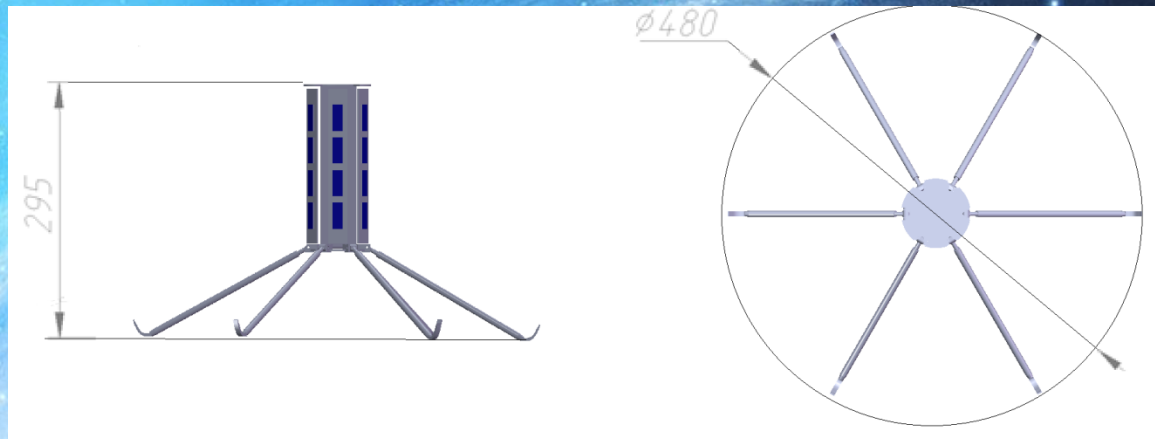
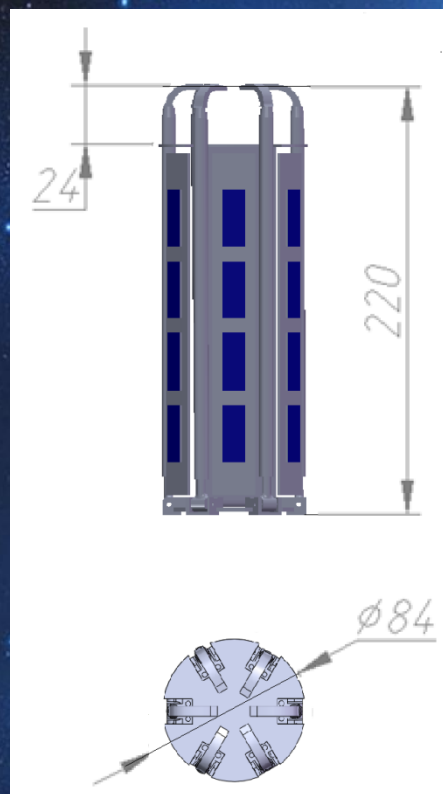
Посадочные
стойки

Габаритные размеры:
Высота – 220 мм;
Диаметр – 84 мм.





Проектный облик зонда

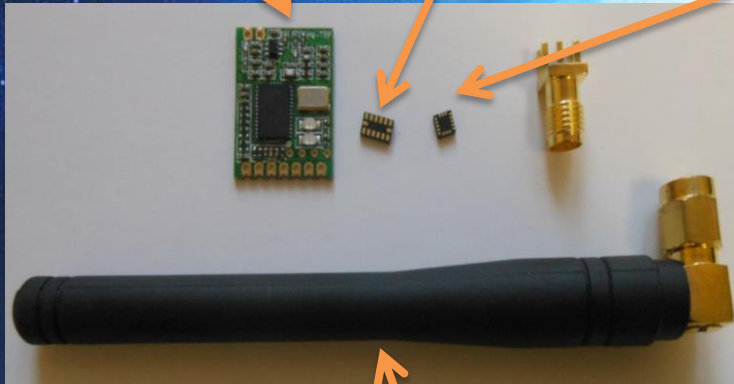


- При скорости спуска 8 м/с площадь парашюта-крыла равна 0.43 кв.м. размеры: 435мм * 990мм
- Нами были проведены испытания крыла-парашюта. Он с макетом спутника сбрасывался с моста высотой 26 метров.

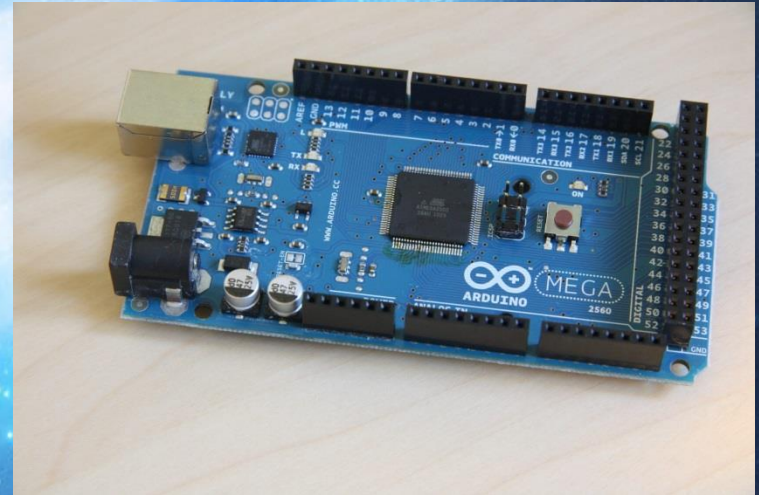


Системы передачи телеметрии и датчики

Радиомодуль 433 МГц Акселерометр
и магнитометр Датчик давления и
температуры



Антенна



Ardunio Mega



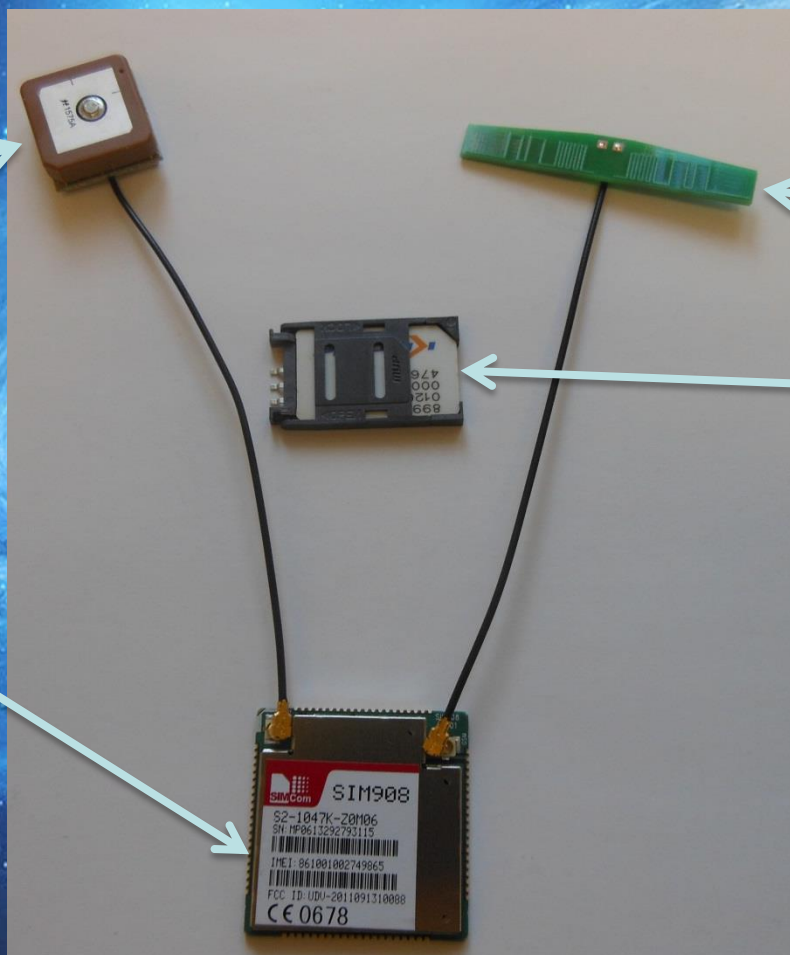
Система определения местоположения зонда

Антенна GPS

Антенна GSM

Держатель
SIM

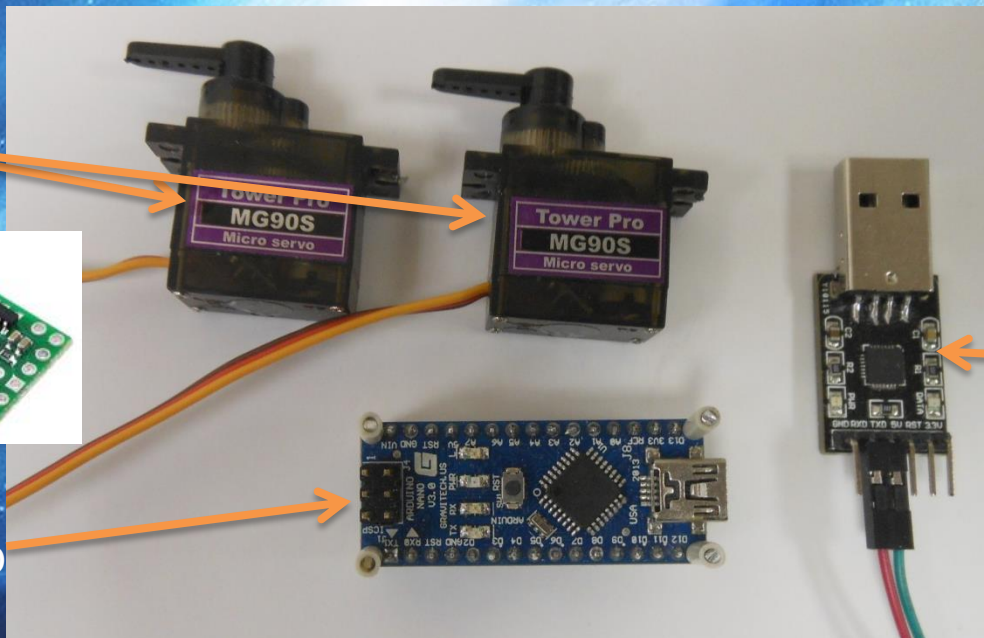
Модуль GPS
и GSM





Система управляемого спуска контроллер и сервоприводы

Сервоприводы



Магнитометр



Полетный контроллер
(ATmega 328)

USB/UART
переходник
для
эмуляции
GPS



Система энергоснабжения

Батарея питания
систем спутника

Батарея питания
GSM-модема

Солнечная батарея
SINONAR



Аккумулятор Ni-MH
7,2В, 1800 мАч
Размер: 96х43х14 мм
Вес: 113 гр.



Аккумулятор Li-ion
3,7В, 1200 мАч
Размер: 58х43х6 мм
Вес: 27 гр.



Модель: SS-3514
3,5В, 10 мА
Размер: 35.1х13.7х1.1 мм
Вес: 10 гр.



В ходе проектирования были выполнены следующие работы:

- Определены назначение , научная задача зонда, состав служебных систем и полезной нагрузки;*
- Разработан проектный облик и алгоритм работы спутника;*
- Изучены принципы и способы программирования микроконтроллера;*
- Определен аппаратный состав зонда и приобретена элементная база;*
- Произведена отработка схемотехнических решений;*
- Произведен выбор программной среды и начата разработаны программные модули микроконтроллеров ;*
- Определена форма , произведен расчет парашюта управляемого спуска;*
- Изготовлен и испытан образец парашюта управляемого спуска;*
- Производится отладка работы контроллера управления сервомашинками системы управляемого спуска*