



# Большое руководство к миссиям на орбите Земли

## Описание модели

Версия 1.0.5 (14.03.2016)

### 1. Введение

Симулятор «Орбита: Частная космонавтика» позволяет спроектировать космический аппарат (КА), который должен решить поставленную прикладную задачу на околоземной орбите. КА конструируется в виде набора общих параметров и выбора подсистем, которые должны соответствовать общим требованиям и решаемой задаче. Симулятор позволяет рассчитать параметры КА в течение всего полета и отображает переданную на Землю телеметрию и результат полета.

#### 1.1. Описание миссий

Симулятор позволяет последовательно проходить следующие миссии:

- **Тренировочная-1: Смотрим на Землю.** КА стартует на орбите заданной высоты. Необходимо погасить начальное вращение аппарата и совершить полный оборот Земли с ориентацией аппарата в надир (нормально по отношению к поверхности). В этой тренировочной миссии аппарат будет полностью сконструирован, нужно будет только произвести расчеты и вставить в программу полета нужные константы.
- **Тренировочная-2: Связь с Землей.** КА стартует на орбите заданной высоты. Необходимо запрограммировать аппарат для отправки сообщения на Землю через подсистему высокопроизводительной связи. В этой тренировочной миссии аппарат будет полностью сконструирован, нужно будет только написать его программу полета.
- **Тренировочная-3: Орбитальный маневр.** КА стартует на орбите заданной высоты. Необходимо запрограммировать аппарат для перехода на более высокую орбиту. В этой тренировочной миссии аппарат будет полностью сконструирован, нужно будет только рассчитать необходимую массу топлива и написать программу полета.
- **Дистанционное зондирование Земли.** КА стартует на орбите заданной высоты. Вам необходимо сделать из космоса снимок объекта расположенного на Земле. Данные снимка нужно передать в наземный измерительный пункт (НИП) по высокопроизводительному каналу связи. Количество полученных победных очков зависит от разрешения снимка и нормальности ориентации аппарата по отношению к поверхности в момент съемки.
- **SMS везде.** КА стартует на орбите заданной высоты. Команде выдается набор сообщений, которые должны быть доставлены между НИП-ами. Необходимо последовательно переориентировать аппарат на НИП-ы, чтобы принять сигнал от одних станций и передать его на другие. Количество полученных победных очков зависит от числа переданных на Землю сообщений.

- **Инспекция спутника.** КА стартует на орбите заданной высоты. Известна другая орбита, по которой движется спутник-цель. Необходимо приблизиться к цели, чтобы сфотографировать его и передать результаты съемок на Землю. Количество полученных победных очков зависит от разрешения снимка.
- **Белковый кристалл.** КА стартует на орбите заданной высоты. Ваша задача – вырастить в невесомости белковый кристалл и доставить его на Землю. Для этого Вам нужно вывести спутник на заданную орбиту, сделать один оборот вокруг планеты с выключенной аппаратурой (включенными могут быть только бортовая вычислительная система, подсистема электропитания и сам контейнер с кристаллом), сохраняя температуру КА в требуемом диапазоне, а затем посадить аппарат в определенную точку земной поверхности. Количество полученных победных очков зависит от точности посадки.

Участники школьного турнира должны выполнить три миссии – две тренировочных миссии и Дистанционное зондирование Земли. Участники студенческого турнира должны будут пройти обе тренировочные миссии, а затем могут решать оставшиеся миссии (SMS везде, Белковый кристалл, Инспекция спутника) в любом порядке.

В данном руководстве мы опишем принципы конструирования КА, а также все используемые в симуляторе математические модели.

## 1.2. Конструирование аппарата

КА представляется в виде систем-блоков, описываемых набором параметров и объединенных различного рода связями. Для моделирования доступны следующие десять блоков (подсистем), семь из которых являются обязательными для любого КА:

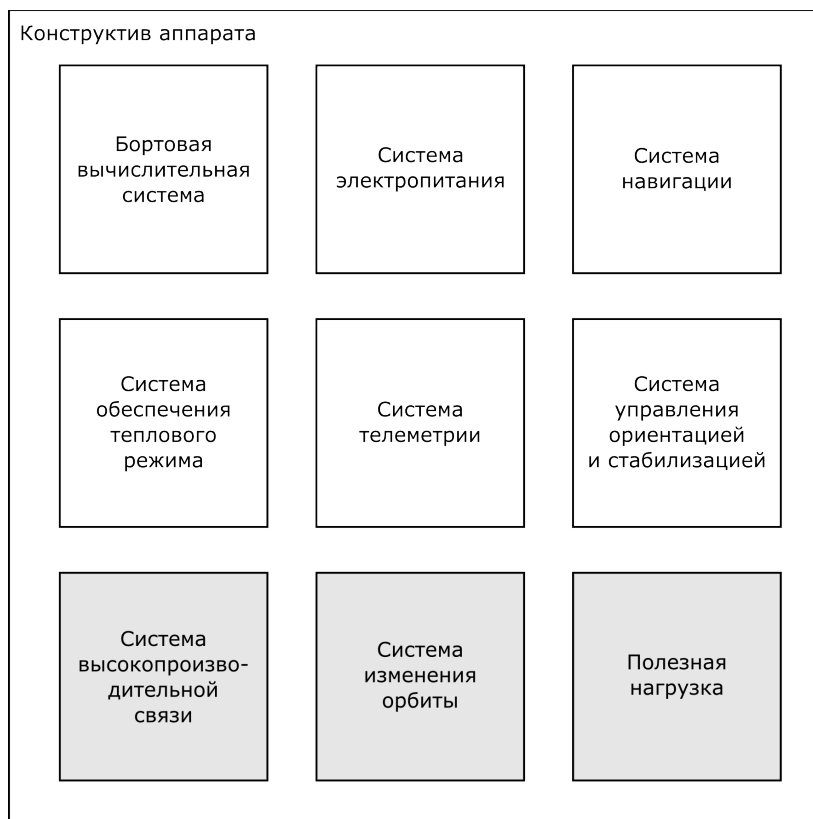


Рисунок 1. Схема подсистем КА

Каждая подсистема имеет ряд универсальных и специальных параметров:

Название подсистемы (* - обязательная подсистема)	Назначение	Универсальные параметры	Специальные параметры
<b>Конструктив (корпус аппарата) (*)</b>	Корпус составляет внешний контур КА, а также используется для монтажа всех систем КА.	Масса (кг) Объем (л)	Размер стороны куба, м
<b>Бортовая вычислительная система (*)</b>	БВС содержит основную программу полета и набор служебных параметров.	Допустимый температурный режим: мин./макс. (°C)	Оперативная память (МБ)
<b>Система электропитания (*)</b>	Система электропитания обеспечивает электрической энергией все системы КА. Как правило эта система состоит из аккумулятора и набора солнечных батарей, а также системы управления питанием.	Энергопотребление (Вт) Тепловыделение (Вт) Текущее состояние (вкл., выкл., неисправно)	Емкость аккумулятора (Вт·ч) КПД солнечных батарей (%) Коэффициент поглощения тепла солнечными батареями Коэффициент черноты солнечных батарей
<b>Система навигации (*)</b>	Система навигации содержит специальный вычислитель и набор датчиков, позволяющих с высокой точностью определить положение аппарата относительно Земли.		Нет
<b>Система управления ориентацией и стабилизацией (СУОС) (*)</b>	Система управления ориентацией и стабилизацией обеспечивает ориентацию аппарата в заданном направлении.		Максимальный момент (Н·м)
<b>Система обеспечения теплового режима (СОТР) (*)</b>	Система обеспечения теплового режима служит для поддержания требуемого температурного режима аппарата. Как правило, эта система содержит датчики температуры, нагреватели и радиатор, который может излучать излишки тепла в космическое пространство.		Коэффициент поглощения тепла радиаторами Коэффициент черноты радиатора Мощность нагревателя (Вт)
<b>Система телеметрии (*)</b>	Система телеметрии предназначена для передачи на Землю служебных сообщений о состоянии аппарата и его систем. Как правило эта система содержит независимый передатчик малой мощности.		Частота (МГц) Усиление бортовой антенны Усиление наземной антенны Угол раскрытия антенны (°) Мощность передатчика (Вт)
<b>Система высокопроизводительной связи</b>	Система высокопроизводительной связи позволяет передавать на Землю данные большого объема в короткие периоды времени.		
<b>Система изменения орбиты</b>	Система изменения орбиты содержит двигательную установку		Максимальный массовый расход

Название подсистемы (* - обязательная подсистема)	Назначение	Универсальные параметры	Специальные параметры
	и топливные баки.		топлива (кг/с) Удельный импульс двигательной установки (м/с) Объем топливных баков (л)
<b>Полезная нагрузка (камера)</b>	Камера позволяет производить цифровые снимки объектов на Земле и в космосе.		Угол поля зрения (°) Поток данных (Мбит/с) Объем памяти (МБ) Матрица (пикс)
<b>Полезная нагрузка (контейнер для кристалла)</b>	Контейнер предназначен для выращивания белковых кристаллов и последующей их транспортировки на Землю. Контейнер содержит жаропрочные стенки и систему амортизации при посадке на Землю.		Нет

Полный список подсистем, доступных для конструирования, представлен в Приложении 1.

Корпус аппарата имеет кубическую форму, доступны корпуса разного размера (см. рис. 2). Таким образом, аппарат имеет шесть внешних поверхностей:

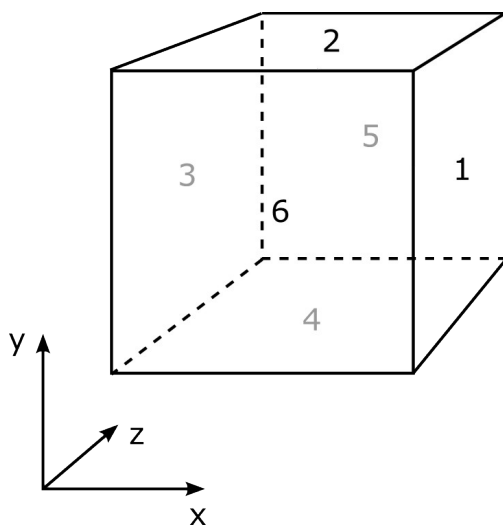


Рисунок 2. Внешние поверхности корпуса КА

Нумерация поверхностей с 1 по 4 идет против часовой стрелки, поверхности 5 и 6 находятся в плоскости XOY, при этом поверхность 5 имеет большую координату по оси Z.

Компоновка подсистема внутри аппарата в модели не рассматривается, однако некоторые подсистемы имеют выводы на поверхности корпуса:

1. Антенна системы высокопроизводительной связи и полезная нагрузка (камера) расположены на поверхности 1.

2. Поверхности 1-4 могут содержать элементы солнечных батарей и радиаторов. При конструировании указывается соотношение площадей солнечных батарей, радиаторов и незанятой поверхности – одинаковое для всех четырех поверхностей.
3. Поверхности 5-6 в данной модели никогда не освещаются Солнцем. Поэтому для них можно указать соотношение площадей радиаторов и незанятой поверхности – одинаковое для обеих поверхностей.

Также аппарату можно задать *массу заливаемого топлива* (кг). Топливо заданной массы должно вмещаться в топливные баки, установленные на КА (объем баков определен в параметрах системы изменения орбиты). Вне зависимости от выбора используемого двигателя, применяется единственный тип топлива: АТ+НДМГ, плотность которого равна **1185 кг/м<sup>3</sup>**.

При конструировании КА следует учитывать ограничения:

- максимальная масса КА не должна превышать 20 тонн.

## 2. Моделирование космического аппарата

Моделирование полета КА происходит с задаваемым или автоматически выбираемым шагом по времени. На каждом шаге во времени проводится анализ взаимодействия блоков. На данном этапе симулятор производит следующие расчеты:

1. баллистический расчет (расчет положения центра масс КА);
2. механический расчет (расчет нагрузок, действующих на КА, и изменение ориентации КА под их действием);
3. энергетический расчет;
4. тепловой расчет;
5. расчет информационного обмена;
6. выполнение программы;
7. работа полезной нагрузки.

## 2.1. Баллистический расчет

В модели принято, что КА совершает полет вокруг Земли в центральном поле тяготения. Положение КА описывается в системе координат, начало отсчета которой находится в центре масс Земли, оси X и Y располагаются в плоскости орбиты, ось Z поперечна к плоскости орбиты. Система координат показана на рисунке 3. КА совершает полет в плоскости орбиты XOY.

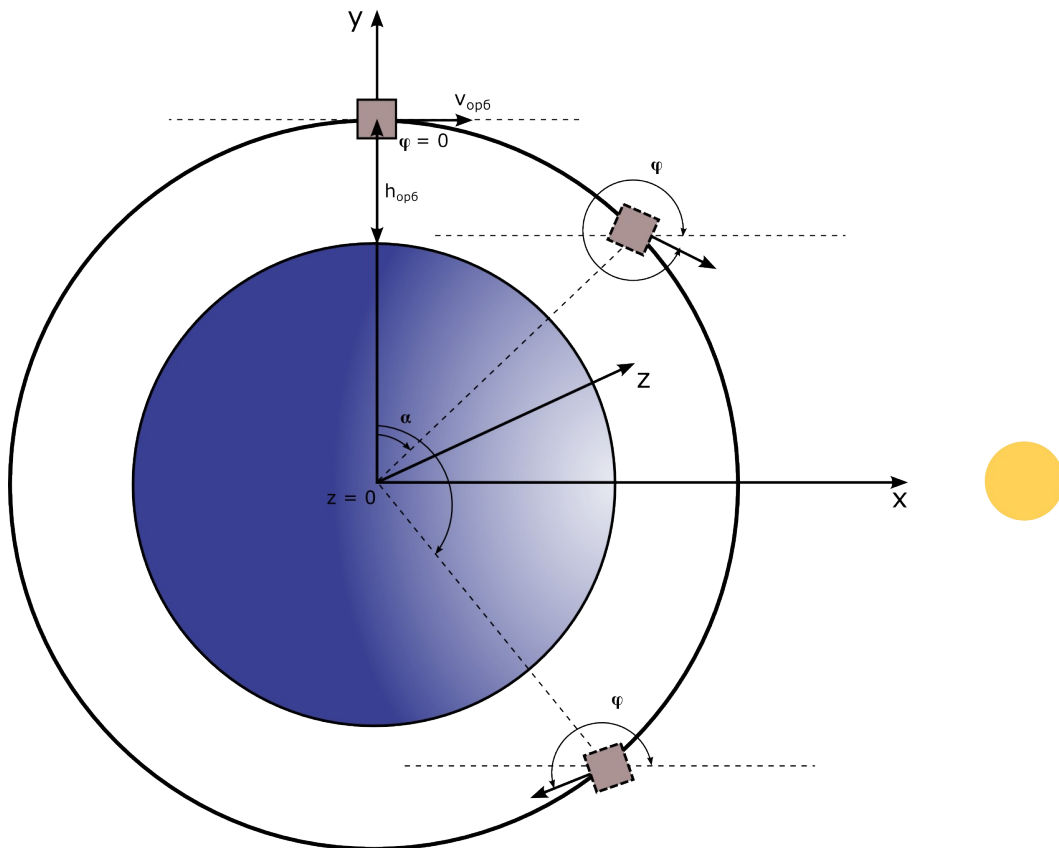


Рисунок 3. Система координат в баллистическом расчете

Положение КА измеряется системой навигации без погрешности.

В начальный момент времени КА имеет координаты, равные  $(0, h_{орб} + R_з, 0)$ , где  $h_{орб}$  – высота начальной орбиты аппарата, а  $R_з$  – радиус Земли. В любой момент времени положение аппарата задается координатами  $(X_{КА}, Y_{КА}, 0)$  или парой из угла положения аппарата  $\alpha$  (начальное значение равно 0, увеличивается по часовой стрелке) и текущей высоты орбиты  $h_{орб}$ . Также аппарат характеризуется углом ориентации  $\varphi$  (начальное значение которого равно 0, увеличивается против часовой стрелки). **Все расстояния в модели измеряются в метрах (если не сказано иначе), углы – в градусах.**

Положение Солнца в данной модели постоянно и равно  $(+\infty, 0, 0)$ . Соответственно, освещенной оказывается одна и та же половина Земли.

На КА в полете действуют следующие три силы:

- сила гравитационного притяжения к Земле;
- сила тяги двигателя (если двигатель установлен на КА и включен);

- сила аэродинамического сопротивления (если аппарат достиг земной атмосферы).

причем все силы также действуют только в плоскости орбиты X0Y.

### 2.1.1. Сила гравитационного притяжения

В произвольный момент времени космический аппарат находится в точке с координатами  $(X_{КА}, Y_{КА}, 0)$ , при этом на него действует сила гравитационного притяжения к Земле  $F_G$ , см. рисунок 4.

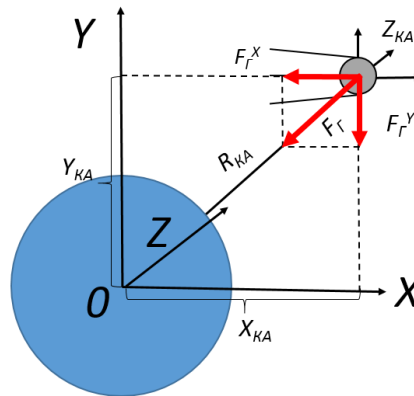


Рисунок 4. Положение КА на орбите и направление силы гравитационного притяжения к Земле

Величина силы вычисляется согласно закону всемирного тяготения (1.1):

$$F_G = G \frac{m_{КА} M_{Земли}}{R_{КА}^2}, \quad (1.1)$$

где  $G$  – гравитационная постоянная,  $6,67384 \times 10^{-11} \text{ м}^3 \text{ кг}^{-1} \text{ с}^{-2}$ ;  $m_{КА}$  – текущая масса КА, кг;  $M_{Земли}$  – масса Земли,  $5,97 \times 10^{24}$  кг;  $R_{КА}$  – длина радиуса-вектора КА в текущий момент времени.

Длину радиуса-вектора КА в текущий момент времени  $R_{КА}$  можно вычислить по формуле (1.2):

$$R_{КА} = \sqrt{X_{КА}^2 + Y_{КА}^2}. \quad (1.2)$$

Проекции силы гравитационного притяжения  $F_G$  на оси системы координат можно записать в следующем виде (1.3):

$$\begin{aligned} F_G^X &= -G \frac{m_{КА} M_{Земли}}{(X_{КА}^2 + Y_{КА}^2)^{\frac{3}{2}}} X_{КА} \\ F_G^Y &= -G \frac{m_{КА} M_{Земли}}{(X_{КА}^2 + Y_{КА}^2)^{\frac{3}{2}}} Y_{КА} \end{aligned} \quad (1.3)$$

В приведенной на рисунке 5 системе координат сила притяжения КА к Земле раскладывается на проекции по осям X и Y и записывается следующим образом:

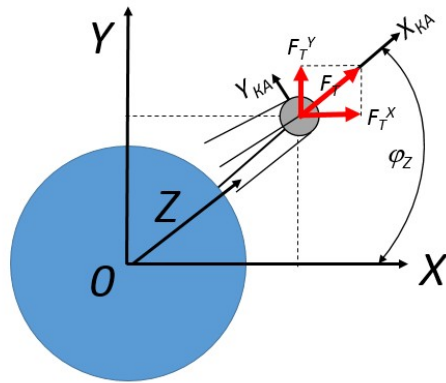


Рисунок 5. Взаимное расположение систем координат Земли и КА

### 2.1.2. Сила тяги двигателя

С корпусом КА связана система координат, начало отчета которой располагается в центре масс аппарата, в начальный момент времени оси системы координат располагаются параллельно осям системы координат Земли, показанной на рисунке 2. При отсутствии вращения КА относительно собственного центра масс оси систем координат остаются параллельными в процессе всего витка, см. рисунок 5.

Ориентация КА задается углом поворота  $\varphi$  оси  $X_{КА}$  относительно оси X системы координат Земли, что соответствует вращению КА относительно оси Z. Угол поворота задает направление плоскости 1 аппарата.

Направление силы тяги двигателя жестко связано с направлением оси  $X_{КА}$  системы координат КА, что приводит к необходимости изменять ориентацию КА для изменения направления силы тяги. Состояние системы коррекции орбиты (СКО) контролируется системой управления. Величина тяги регулируется дискретно: либо СКО включена и создает тягу, либо СКО выключена и тяги не создает.

Величина тяги при включенной двигательной установке вычисляется по формуле (1.4):

$$F_T = \dot{m} I_{y\delta} , \tag{1.4}$$

где  $\dot{m}$  – массовый расход компонент топлива,  $\text{кг с}^{-1}$ ,  $I_{y\delta}$  – удельный импульс двигательной установки,  $\text{м с}^{-1}$ .

Очевидно, что двигательная установка может создавать тягу в том случае, когда в баках системы изменения орбиты еще осталось топливо. Зависимость массы топлива  $m_T$  от времени работы двигательной установки  $t_{ДУ}$  при включенной системе изменения орбиты выглядит следующим образом:

$$m_T = m_T^0 - \dot{m} \cdot t_{ДУ} , \tag{1.5}$$

где  $m_T^0$  – масса топлива в баках системы изменения орбиты перед включением, кг.

Проекции силы тяги на оси с.к. Земли можно записать в следующем виде (1.6):



$$\begin{aligned} F_T^X &= \dot{m} \cdot I_{y\delta} \cdot \cos(\varphi_Z) \\ F_T^Y &= \dot{m} \cdot I_{y\delta} \cdot \sin(\varphi_Z) \end{aligned} \quad (1.6)$$

### 2.1.3. Сила аэродинамического сопротивления

Сила аэродинамического сопротивления  $F_A$  возникает при движении КА в верхних слоях атмосферы, величина силы рассчитывается по формуле (1.7):

$$F_A = C_x \frac{\rho \cdot V_{KA}^2}{2} S_{KA}, \quad (1.7)$$

где  $C_x$  – коэффициент аэродинамического сопротивления КА, равный 1,05 (куб);  $\rho$  – плотность атмосферы на текущей высоте полета КА, кг м<sup>-3</sup> (см. ГОСТ 4401-81 – Атмосфера стандартная. Параметры, например в Википедии);  $V_{KA}$  – текущая скорость полета КА, м с<sup>-1</sup>;  $S_{KA}$  – площадь поперечного сечения КА, м<sup>2</sup>.

Сила аэродинамического сопротивления  $F_A$  направлена противоположно вектору скорости КА, см. рисунок 6.

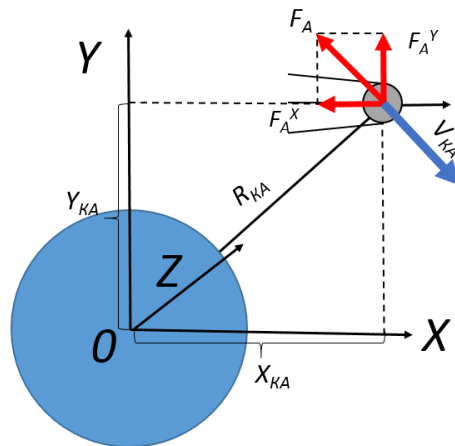


Рисунок 6. Направление силы аэродинамического сопротивления  $F_A$  и ее проекций на оси с.к., связанной с Землей

Для вычисления проекций силы аэродинамического сопротивления на оси с.к., связанной с Землей,  $F_A^X$  и  $F_A^Y$  воспользуемся разложением скорости на проекции (1.8):

$$V_{KA}^2 = (V_{KA}^X)^2 + (V_{KA}^Y)^2 \quad (1.8)$$

и тогда проекции, соответствующие рисунку 5, вычисляются по формулам (1.9):

$$\begin{aligned} F_A^X &= -C_x \frac{\rho \cdot (V_{KA}^X)^2}{2} S_{KA} \\ F_A^Y &= C_x \frac{\rho \cdot (V_{KA}^Y)^2}{2} S_{KA} \end{aligned} \quad (1.9)$$

### 2.1.4. Интегрирование уравнений движения центра масс КА

Полный набор уравнений движения получается подстановкой уравнений для проекций сил (1.3), (1.6) и (1.9) в уравнение второго закона Ньютона, записанное для двух проекций на оси с.к., связанной с Землей (1.10):

$$\begin{aligned} m_{KA} \cdot a_{KA}^X &= F_G^X + F_T^X + F_A^X \\ m_{KA} \cdot a_{KA}^Y &= F_G^Y + F_T^Y + F_A^Y \end{aligned} \quad (1.10)$$

Движение КА может быть промоделировано с помощью специального баллистического калькулятора (см. раздел 3).

## 2.2. Механический расчет

В начальный момент времени  $t_0 = 0$  космический аппарат имеет угловую скорость  $\omega_0 = 1 \text{ }^\circ/\text{с}$  относительно оси Z с.к. КА. Угловая скорость аппарата меняется по формуле:

$$\omega(t) = \omega_0 + \varepsilon t, \quad (2.1)$$

где  $\varepsilon$  – угловое ускорение аппарата,  $^\circ/\text{с}^2$ .

Угловая скорость и угол ориентации КА измеряется системой ориентации без погрешности. Изменение угла ориентации аппарата определяется по формуле:

$$\varphi(t) = \omega t + \frac{\varepsilon t^2}{2}. \quad (2.2)$$

Изменение ориентации КА производится с помощью двигателя-маховика, входящего в состав системы управления ориентацией и стабилизацией (СУОС). Считается, что маховик не имеет предельной скорости вращения, поэтому нет необходимости проводить операцию сброса накопившегося кинетического момента.

С учетом описанных допущений уравнение, описывающее вращательную динамику КА, можно записать в виде (2.3):

$$I_Z \cdot \varepsilon = M_Z(t), \quad (2.3)$$

где  $I_Z$  – момент инерции КА при вращении относительно оси Z,  $\text{кг}\cdot\text{м}^2$ ;  $M_Z(t)$  – момент, создаваемый двигателем-маховиком относительно оси Z, Н·м. Момент может задаваться программой полета в допустимых для двигателя-маховика пределах.

КА условно представляет собой куб заданного размера. Мы считаем, что масса аппарата распределена равномерно по его объему, поэтому момент инерции аппарата считается так:

$$I_Z = \frac{1}{12} (2a^2) m(t), \quad (2.4)$$

где  $a$  – размер грани аппарата, м;  $m$  – масса аппарата в момент времени  $t$ .

Вращение КА аппарата вокруг центра масс может быть промоделировано с помощью специального механического калькулятора (см. раздел 3).

## 2.3. Энергетический расчет

В каждый момент времени аппарат характеризуется потребляемой  $P_{потр}$  и вырабатываемой  $P_{выраб}$  мощностью. Потребляемая мощность складывается из потребления всех включенных устройств (которые находятся в состоянии ON):

$$P_{потр}(t) = \sum P_i^{ON}, \text{ Вт.} \quad (3.1)$$

Вырабатываемая мощность складывается из тока, вырабатываемого солнечными батареями – фотоэлектрическими элементами – и тока, поступающего от аккумуляторной батареи.

$$P_{выраб}(t) = P_{ФЭП}(t) + P_{аккумулятор}(t), \text{ Вт.} \quad (3.2)$$

Фотоэлектрические элементы (ФЭП) расположены на боковых гранях аппарата (1-4). Считается, что солнце освещает одну из граней. Электрическая мощность, вырабатываемая ФЭП, вычисляется следующим образом (3.3):

$$P_{ФЭП}(t) = \eta_{ФЭП} S_{ФЭП} q_c(t), \quad (3.3)$$

где  $\eta_{ФЭП}$  – КПД ФЭП;  $S_{ФЭП}$  – суммарная площадь ФЭП на освещенной грани аппарата, м<sup>2</sup>;  $q_c(t)$  – плотность потока солнечного излучения, Вт·м<sup>-2</sup>, которая определяется в зависимости от положения космического аппарата на орбите (см. рисунок 1) по формуле (3.4):

$$q_c(t) = \begin{cases} 0, \text{ при } X(t) < 0 \text{ и } |Y(t)| \leq R_3 \\ 1400, \text{ во всех остальных случаях.} \end{cases} \quad (3.4)$$

Считается, что при любой ориентации аппарата Солнце будет освещать площадь, равную площади солнечных батарей, расположенных на боковой поверхности корпуса (1-4). Площадь ФЭП определяется по формуле:

$$S_{ФЭП} = k_{сб}^{(1-4)} a^2, \quad (3.3)$$

где  $k_{сб}^{(1-4)}$  – доля солнечных батарей на каждой из поверхностей 1-4 аппарата (параметр конструирования),  $a$  – длина грани аппарата, м.

Бортовая химическая аккумуляторная батарея характеризуется емкостью, Вт·ч. Возможны следующие варианты:

$$\begin{cases} P_{потр} < P_{выраб}, \text{ излишки электроэнергии подзаряжают аккумулятор;} \\ P_{потр} = P_{выраб}, \text{ аккумулятор не используется;} \\ P_{потр} > P_{выраб}, \text{ тока батарей не достаточно, расходуется заряд аккумулятора.} \end{cases}$$

Аккумуляторная батарея компенсирует потребление аппарата, если вырабатываемого солнечными батареями тока не достаточно для работы. Если же вырабатываемый ток превышает потребляемый, батарея может подзарядиться. Излишки электроэнергии, не пошедшие на зарядку аккумулятора, сбрасываются на резистор, т. е. игнорируются.

### 2.3.1. Нехватка электроэнергии

Отдельного рассмотрения требует случай нехватки электроэнергии. Если подсистемы аппарата потребляют энергии больше, чем подсистема электропитания может выдавать, аппарат переходит в режим экономии питания (SAFE MODE), в котором остаются включенными только

три подсистемы: сама система электропитания, бортовая вычислительная система и подсистема телеметрии, остальные подсистемы выключаются. В этом случае бортовая вычислительная система переходит в режим `STATE_SAFE`. Переход в нормальный режим работы аппарата осуществляется через изменение режима работы бортовой вычислительной системы на `STATE_WAKEUP` (см. раздел 2.6). В случае нехватки электроэнергии уже в режиме экономии питания, аппарат выходит из строя.

## 2.4. Тепловой расчет

Мы принимаем, что в моделируемом КА отдельные блоки аппаратуры соединены тепловыми связями с малым термическим сопротивлением, что приводит к выравниваю поля температуры по всем космическому аппарату. Другими словами, температура КА характеризуется единственной величиной –  $T$ , К.

Температура КА  $T$  влияет на работу устройств. Каждая подсистема обладает двумя характеристиками: минимальной и максимальной допустимой температурой. При пересечении любой из двух границ подсистема выходит из строя (*обратите внимание, что температурный режим подсистем задан в градусах Цельсия, а данная модель и телеметрия аппарата оперирует Кельвинами*).

Температура КА  $T$  меняется от времени следующим образом (4.1):

$$c \cdot m(t) \cdot \frac{\Delta T}{\Delta t} = Q_{\text{внеш}}^{\Sigma}(t) + Q_{\text{внутр}}^{\Sigma}(t), \quad (4.1)$$

где  $c$  – средняя удельная теплоёмкость материалов КА, равная **800 Дж кг<sup>-1</sup> К<sup>-1</sup>**;  $m$  – масса КА в момент времени  $t$ ;  $Q_{\text{внеш}}^{\Sigma}(t)$  – слагаемое, описывающее внешний теплообмен КА;  $Q_{\text{внутр}}^{\Sigma}(t)$  – сумма тепловыделений подсистем бортовой аппаратуры в момент времени  $t$ .

Внешний теплообмен считается для всей поверхности аппарата следующим образом (рис. 7):

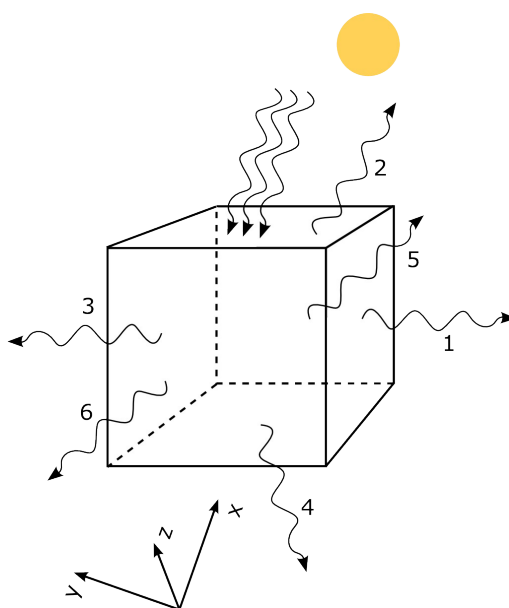


Рисунок 7. Внешний теплообмен КА

Считается, что одна грань аппарата (одна из поверхностей 1-4), наиболее близкая к Солнцу, нагревается тепловым потоком. При конструировании аппарата указывается соотношение

площадей солнечных батарей, радиатора и теплоизолятора, поскольку они нагреваются по-разному: коэффициент поглощения тепла для солнечных батарей и радиатора указывается в параметрах подсистем, а для теплоизолятора он равен 0.

Одновременно с этим, все грани аппарата излучают тепло. Солнечные батареи и радиаторы имеют разную степень черноты, указанную в параметрах подсистем, а чернота теплоизолятора считается равной 0.

Таким образом, внешний теплообмен КА вычисляется следующим образом (4.2):

$$Q_{внеш}^{\Sigma}(t) = (S_{сб}^{ногл} A_{сб} + S_{рад}^{ногл} A_{рад}) q_{солн}(t) - (S_{сб}^{изл} \epsilon_{сб} + S_{рад}^{изл} \epsilon_{рад}) \sigma T^4, \tag{4.2}$$

где  $S_{сб}^{ногл}$  – площадь поглощения тепла солнечными батареями,  $m^2$ ;  $A_{сб}$  – коэффициент поглощения солнечного излучения солнечными батареями;  $S_{рад}^{ногл}$  – площадь поглощения тепла от солнца радиаторами,  $m^2$ ;  $A_{рад}$  – коэффициент поглощения солнечного излучения радиаторами;  $q_{солн}(t)$  – плотность потока солнечного излучения,  $Вт \cdot m^{-2}$ , которая была определена ранее (3.4);  $S_{сб}^{изл}$  – площадь излучения солнечными батареями КА,  $m^2$ ;  $\epsilon_{сб}$  – степень черноты солнечных батарей;  $S_{рад}^{изл}$  – площадь излучения всеми радиаторами КА,  $m^2$ ;  $\epsilon_{рад}$  – степень черноты радиатора;  $\sigma$  – постоянная в законе Стефана-Больцмана,  $5,67 \times 10^{-8} \text{ Дж} \cdot c^{-1} \cdot m^{-2} \cdot K^{-4}$ .

Необходимые площади вычисляются следующим образом:

$$\begin{aligned} S_{сб}^{ногл} &= k_{сб}^{(1-4)} \cdot a^2 \\ S_{рад}^{ногл} &= k_{рад}^{(1-4)} \cdot a^2 \\ S_{сб}^{изл} &= 4 k_{сб}^{(1-4)} \cdot a^2 \\ S_{рад}^{изл} &= (4 k_{рад}^{(1-4)} + 2 k_{рад}^{(5-6)}) a^2, \end{aligned} \tag{4.3}$$

где  $a$  – размер ребра аппарата,  $m$ ;  $k_{сб}^{(1-4)}$  – доля площади солнечных батарей на каждой из поверхностей 1-4;  $k_{рад}^{(1-4)}$  – доля площади радиаторов на каждой из поверхностей 1-4;  $k_{рад}^{(5-6)}$  – доля площади радиаторов на каждой из поверхностей 5-6.

При конструировании аппарата необходимо указать долю солнечных батарей и радиаторов на гранях 1-4 и долю радиаторов на гранях 5-6. Остальная поверхность покрывается специальной пленкой, которая препятствует теплообмену (см. рисунок 8).

Массой солнечных батарей и радиаторов можно пренебречь.

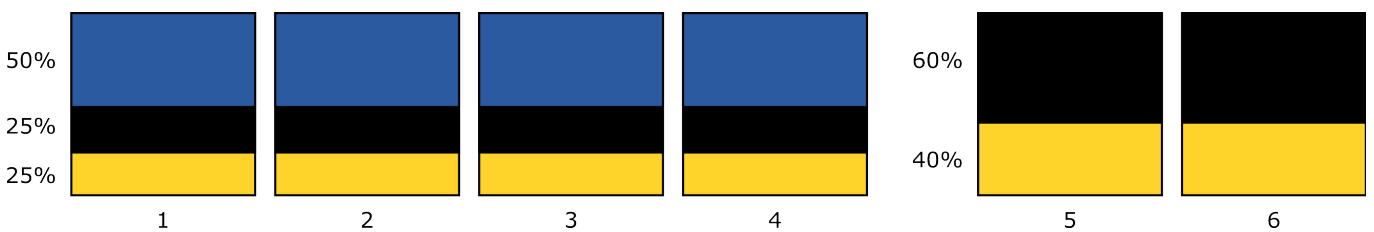


Рисунок 8. Расположение солнечных батарей и радиаторов на гранях аппарата.

Сумма тепловыделений подсистем КА вычисляется только для включенных подсистем (4.4):

$$Q_{внутр}^{\Sigma}(t) = \sum Q_i^{ON}(t) \tag{4.4}$$

Подсистема СОТР аппарата имеет дополнительные нагреватели, которые можно включать в программе полета. Таким образом, аппарат можно дополнительно подогреть изнутри, если это будет необходимо.

## 2.5. Расчет информационного обмена

КА вступает в информационный обмен с одним или несколькими наземными комплексами управления посредством радиосвязи. На данном этапе принимается, что связь КА-Земля, устроена одинаково, не зависимо от направленной от КА к наземным измерительным пунктам (НИП) или наоборот. Координаты НИП заданы в условиях решения задачи. Будем считать, что антенна НИП постоянно отслеживает траекторию КА.

Бортовая антенна аппарата закреплена неподвижно на корпусе аппарата (на поверхности 1) и имеет диаграмму направленности с углом раскрытия, заданных в параметрах передающей антенны. Диаграмма направленности бортовой антенны располагается так, что делится пополам вектором ориентации КА (см. рисунок 9). Существуют антенны с углом раскрытия, равным  $360^\circ$ .

Сигнал антенны экранируется Землей.

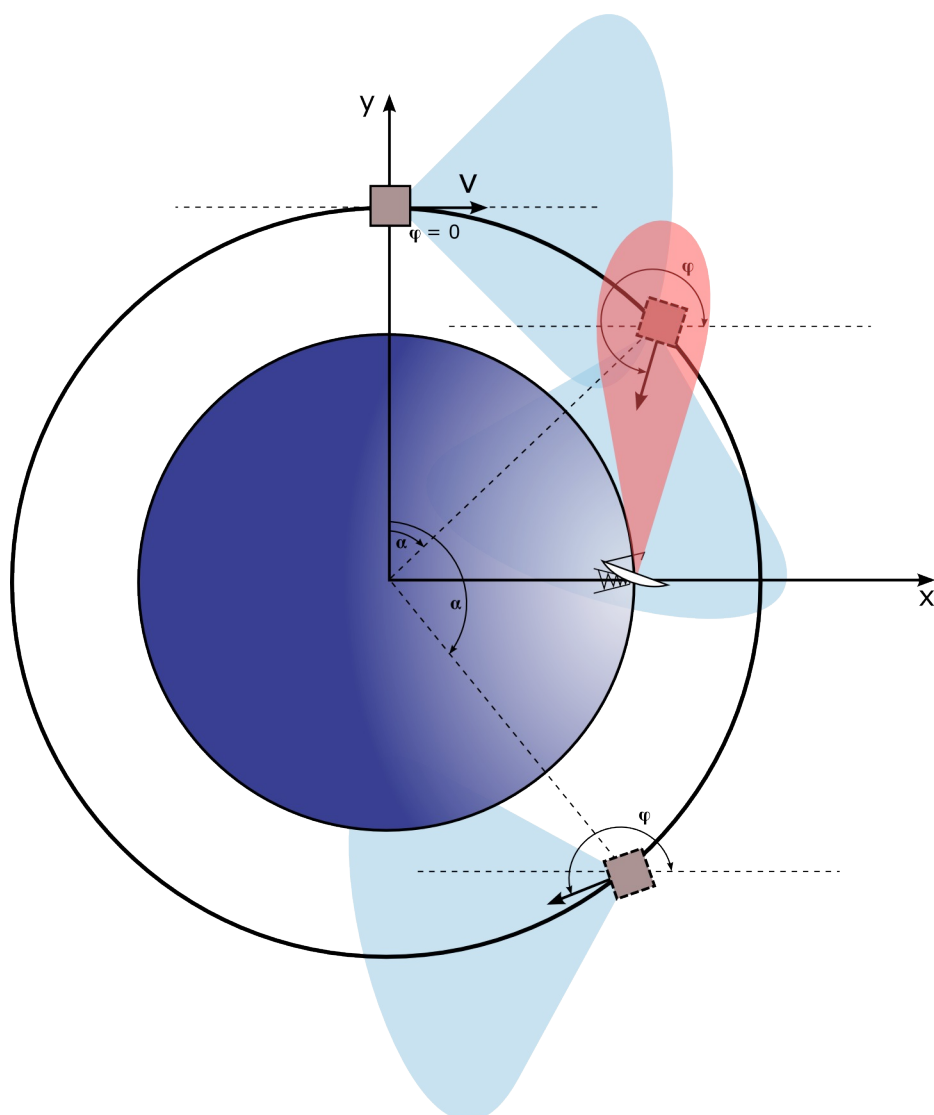


Рисунок 9. Направленность антенны КА.

Мощность сигнала  $P_2$  на входе в приемник НИП рассчитывается по формуле (5.1):

$$P_2 = \frac{G_1 G_2 \Delta_2 P_1}{b_1 b_2 L_{12}}, \quad (5.1)$$

где  $P_1$  – мощность передатчика КА, Вт;  $G_1$  и  $G_2$  – усиления бортовой и наземной антенн, которые зависят от типа антенны и заданы в параметрах подсистем;  $b_1$  и  $b_2$  – потери в бортовом и наземном радиотракте (считаем, что  $b_1 = 1$  и  $b_2 = 1$ );  $\Delta_2$  – потери за счет неточного наведения приемной антенны на КА (считаем, что потери отсутствуют и  $\Delta_2 = 1$ );  $L_{12}$  – ослабление сигнала на пути от КА до НИП, рассчитываемое по формуле (5.2):

$$L_{12} = \left( \frac{4\pi \cdot L_{НИП}}{\lambda_1} \right)^2 \Delta L_{12}, \quad (5.2)$$

где  $L_{НИП} = \sqrt{(X_{НИП} - X_{КА})^2 + (Y_{НИП} - Y_{КА})^2 + (Z_{НИП} - Z_{КА})^2}$  – расстояние КА до НИП, м;  $\lambda_1$  – длина волны передатчика (считается через частоту передачи, заданную в параметрах подсистемы);  $\Delta L_{12}$  – потери за счет неидеальности среды (считаем, что потери отсутствуют и  $\Delta L_{12} = 1$ ). Если НИП не находится в створе диаграммы направленности передающей антенны,  $G_1 = 0$ .

В радиоканале используется фазовая модуляция с четырехкратной манипуляцией. Мощность шумов на входе в приемник НИП  $P_{2ш}$  рассчитывается по формуле (5.3):

$$P_{2ш} = k T_2 \Delta f_k, \quad (5.3)$$

где  $k = 1,38 \times 10^{-23}$  – постоянная Больцмана, Вт·Гц<sup>-1</sup>·К<sup>-1</sup>;  $T_2 = 1000$  – шумовая температура приемника, К;  $\Delta f_k$  – полоса частот канала связи, Гц, которая вычисляется по формуле (5.4):

$$\Delta f_k = \frac{1,2 R}{\log_2 M}, \quad (5.4)$$

где  $R$  – скорость передачи информации, бит/с;  $M = 4$  – кратность манипуляции фазой. Соотношение «сигнал-шум» в процессе сеанса связи не должно опускаться ниже 100 (5.5):

$$\frac{P_2}{P_{2ш}} = 100, \quad (5.5)$$

Подставив (5.1)-(5.4) в условие (5.5) можно получить ширину канала передачи информации (бит) при заданных положении КА на орбите, ориентации КА и мощности бортового передатчика (5.6):

$$R = \frac{1}{100} \frac{G_1 G_2 P_1}{\left( \frac{4\pi \cdot L_{НИП}}{\lambda_1} \right)^2} \left( \frac{\log_2 M}{1,2 k T_2} \right). \quad (5.6)$$

### 2.5.1. Типы устройств связи

В текущей архитектуре КА две подсистемы содержат приемник, передатчик и соответствующие антенны. Первая – обязательная подсистема – это подсистема телеметрии, которая служит для передачи сообщений о состоянии КА и его подсистем на Землю. Такие передачи могут быть приняты любым НИП на поверхности Земли. Как правило, система телеметрии оснащается УВК-передатчиком с ненаправленной антенной и низкой пропускной способностью.

Вторая подсистема – высокопроизводительной связи, которая может быть при установлена при необходимости, – служит для передачи объемных сообщений, например, изображений. При необходимости, сообщения КА могут быть направлены только в какой-то определенный НИП, тогда эти сообщения игнорируются другими НИП.

Считается, что используется система подтверждения принятия сообщений. Пока сообщение не будет полностью принято получателем (соответственно, КА или НИП), следующее сообщение не будет отправлено.

Устройства связи оснащаются оперативной памятью для хранения сообщений. При исчерпании оперативной памяти, новые сообщения не попадают в очередь передаваемых сообщений.

## 2.6. Управление полетом

Все подсистемы КА кроме корпуса в любой момент времени характеризуются *состоянием*. Состояние или режим подсистемы может принимать следующие значения:

- STATE\_OFF – подсистема выключена; в этом случае она не расходует электроэнергию, не вырабатывает тепло, не генерируют потока данных, не выполняет программу;
- STATE\_ON – подсистема включена; если подсистема обладает программой полета (как БЦВМ), она будет непрерывно выполняться; подсистема начинает потреблять электричество и нагреваться; в этом случае она выполняет свою специфическую функцию, которая отличается для разных подсистем:
  - *система питания* – производит электроэнергию; отключение этой подсистемы питания переводит аппарат в режим сохранения питания (SAFE MODE).
  - *система навигации* – получает положение аппарата с помощью датчиков и предоставляет эти данные для программ полета;
  - *система управления ориентацией и стабилизацией* – получает ориентацию аппарата с помощью датчиков и предоставляет эти данные для программ полета, а также делает возможным применение устройств изменения ориентации (маховики и т. д.);
  - *система обеспечения теплового режима* – получает информацию о температуре внутри аппарата; запускает охлаждение аппарата через радиатор; дает возможность включить нагреватель;
  - *система телеметрии* – получает данные от всех систем и пытается отправить накопленные данные из буфера на Землю;
  - *система высокопроизводительно связи* – пытается последовательно отправить все данные из буфера на Землю;
  - *система полезной нагрузки*:
    - *фотокамера* – позволяет управлять камерой;
    - *контейнер для выращивания белковых кристаллов* – позволяет начать работу по выращиванию кристаллов;



- *система изменения орбиты* – получают данные о доступной массе топлива, позволяет включать двигатель, управлять тягой;
- STATE\_SLEEP – подсистема находится в режиме сна; в этом состоянии она не излучает тепло и потребляет 0,1 Вт электроэнергии;
- STATE\_DEAD – подсистема неисправна; работа этой системы не возможна до конца полета;
- STATE\_SAFE – этот режим может принимать только центральный вычислитель; в этом случае аппарат находится в режиме экономии энергии (SAFE MODE). Выход из этого режима работы возможен только через изменение режима центрального вычислителя.

Все подсистемы аппарата кроме корпуса и системы коррекции орбиты укомплектованы вычислительными системами и могут быть отдельно запрограммированы до начала полета. В текуще версии симулятора ни одна программа КА не может быть изменена в процессе полета.

Программа подсистемы выполняется в следующих условиях:

- подсистема включена (ей установлено состояние «STATE\_ON»);
- программа подсистемы не содержит синтаксических ошибок.

Для программирования подсистем используется язык Python, который подробно описан в отдельном руководстве.

## 2.7. Работа полезной нагрузки

Существует три типа полезной нагрузки:

1. создания белковых кристаллов в невесомости (миссия «Белковый кристалл»);
2. получения изображений (миссии «ДЗЗ» и «Инспекция спутника»);
3. в остальных миссиях («Связь с Землей» и «SMS везде») роль полезной нагрузки фактически играет система высокопроизводительной связи.

Первый тип полезной нагрузки не подразумевает какого-либо специального моделирования. Условия эксплуатации, необходимые для правильной работы этого устройства, указаны в описании миссии.

Рассмотрим моделирование процесса получения изображений с помощью камеры. Камера устанавливается на аппарате таким образом, что ее ось совпадает с направлением ориентации аппарата – на поверхности 1 (см. рисунок 10).

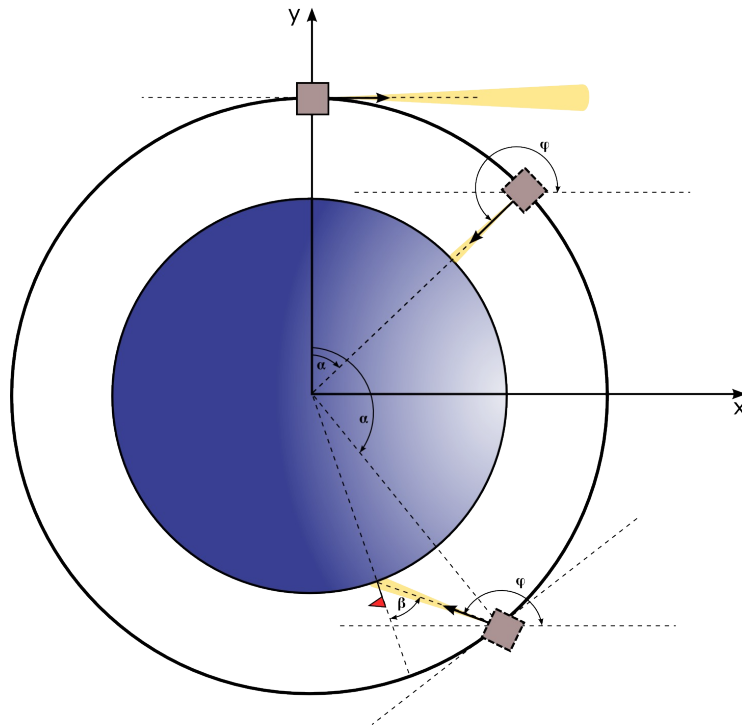


Рисунок 10. Положение КА и направление фотосъемки

Ориентация КА характеризуется углом  $\varphi$ . Камера расположена на поверхности 1, поэтому направлена под этим же углом.

Камера управляется через специальные команды в программе полета. Существует возможность сделать одиночный снимок или снимать поток кадров. Снимок, полученный камерой, должен быть целиком передан на Землю по высокопроизводительному каналу связи. Чем выше разрешение снимка цели, а также отклонение от цели ( $\theta$ ) и в случае ДЗЗ нормальность спутника по отношению к поверхности ( $\beta$ ), тем выше баллы, получаемые за снимок.

На рисунке 11 показаны параметры, которые нужно учитывать при съемках камерой объекта на Земле (а) и в космосе (б).

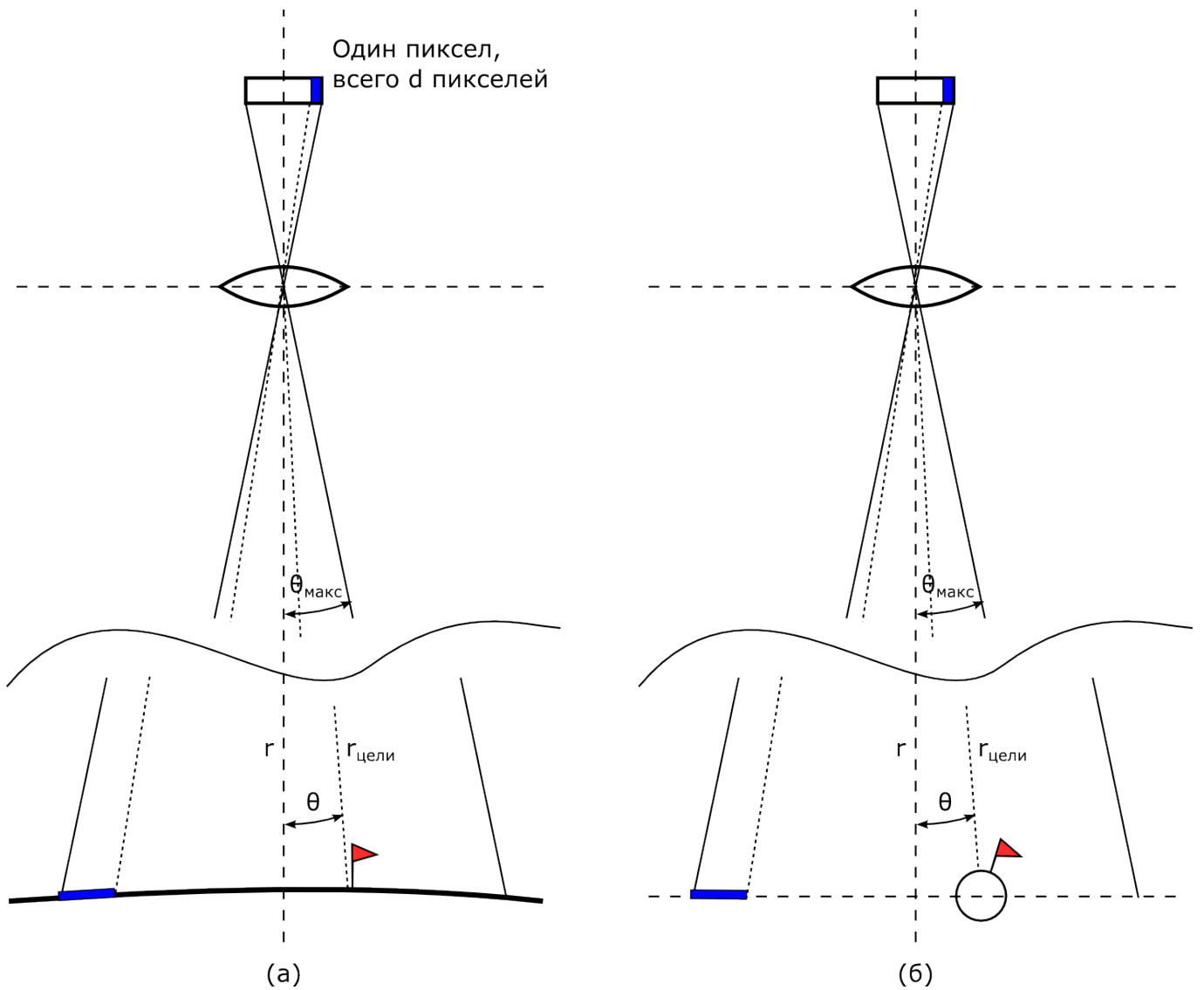


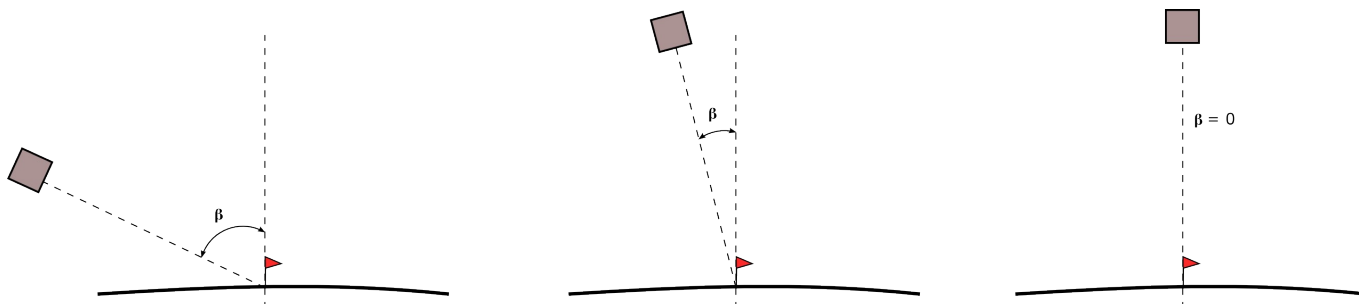
Рисунок 11. Параметры камеры КА

Угол  $\theta_{\text{макс}}$  ( $^{\circ}$ ) – это угол поля зрения камеры, угол  $\theta$  ( $^{\circ}$ ) – это угол отклонения цели от оси съемки, который не должен превышать угол поля зрения, иначе объект не попадет на снимок. Разрешение камеры  $d$  – размер матрицы в пикселях (мы считаем матрицу одномерной), которое дано в параметрах камеры. Тогда разрешение снимка  $D$  (м/пиксели) получается по формуле (7.1):

$$D = 2 \frac{r_{\text{цели}} \cdot \cos \theta \cdot \tan \left( \frac{\theta_{\text{макс}}}{2} \right)}{d} = 2 \frac{r \cdot \tan \left( \frac{\theta_{\text{макс}}}{2} \right)}{d}, \quad (7.1)$$

где  $r_{\text{цели}}$  – расстояние от КА до цели, м;  $r$  – расстояние по оптической оси, м (в случае ДЗЗ равно высоте орбиты КА).

Нормальность ориентации аппарат также влияет на качество снимка:



Даже если отклонения от цели при съемке нет, чем более нормально сориентирован аппарат, тем лучше получится снимок объекта.

В случае съемки объекта в космосе (миссия «Инспекция спутника») применяется та же формула, при этом расстояние до цели – это расстояние между КА и фотографируемым объектом.

Еще один важный параметр камеры – объем оперативной памяти вычислительной системы. При включении камеры поток данных начинает непрерывно поступать в память вычислительной системы. Снимок отправляется в радиоканал после выключения камеры. Если оперативная память вычислительной системы камеры переполняется, существующее изображение сбрасывается (так можно потерять удачный снимок).

**Управление камерой** происходит следующим образом: при установке камере режима «ON», камера начинает генерировать данные с заданной скоростью. Данные эти размещаются в памяти системы управления полезной нагрузки (при заполнении памяти, имеющиеся данные сбрасываются). **Важно:** при последующем изменении режима камеры на «OFF», данные автоматически передаются в подсистему высокопроизводительной связи для дальнейшей передачи на Землю.

## 3. Средства решения поставленной задачи

### 3.1. Телеметрия полета

Для анализа полета рекомендуется внимательно изучать данные телеметрии. Телеметрия аппарата представлена в виде графиков и в виде подробной текстовой информации.

**Важно:** по окончании миссии вы увидите только те сообщения телеметрии (и графики на их основе), которые **были переданы на Землю**. Пример телеметрии:

```
24:20:00:[C:+:t=00880.0][P:+:G=078.4:C=028.0:A=79200.0][R:-][N:+:X=05725008.5:
Y=03851179.6:H=529.0:V=7618.1:Acc=008.4:A=055.4:DS=-][E:-][O:+:OA=170.0:w=001.0:GS=0]
[T:+:P=00010:B=0132.46:Q=000381][H:+:T=292.0:H=016.0:FH=000.0:S=112.0:R=010.3][L:-]
```

Строка телеметрии содержит время приема сигнала от аппарата и информацию о состоянии всех систем. Каждая подсистема имеет состояние, которое обозначается следующими символами:

- 0 подсистема отсутствует в аппарате;
- + подсистема включена (состояние STATE\_ON);
- подсистема выключена (состояние STATE\_OFF);
- s подсистема в состоянии сна (состояние STATE\_SLEEP);
- x подсистема вышла из строя, например в следствие перегрева (состояние STATE\_DEAD);
- S подсистема находится в режиме экономии питания (SAFE MODE)

Специальные параметры подсистем описаны в таблице:

Код	Название подсистемы	Специальные параметры
С	Бортовая вычислительная система	t – время от начала полета, с;
Р	Система электропитания	G – генерация электроэнергии, Вт; C – потребление электроэнергии, Вт; A – текущая емкость аккумулятора, А·ч;
Н	Система навигации	X – координата по оси X, м; Y – координата по оси Y, м; H – высота орбиты аппарата, км; V – скорость аппарата, м/с; Acc – суммарное ускорение, испытываемое аппаратом, м/с <sup>2</sup> ; A – угол положение аппарата, °; DS – флаг нахождения аппарата темной/светлой стороне;
О	Система управления ориентацией и стабилизацией (СУОС)	OA – угол ориентации аппарата, °; w – угловая скорость аппарата, °/с;;
Н	Система обеспечения теплового режима (СОТР)	T – температура аппарата, К;
Т	Система телеметрии	B – ширина канала передачи, МБ/с;
Р	Система высокопроизводительной связи	Q – размер очереди сообщений, МБ.
Е	Система изменения орбиты	F – масса доступного топлива, кг;
Л	Полезная нагрузка	нет

### 3.2. Инструменты моделирования

В рамках нашего моделирования каждый запуск симулятора эквивалентен реальному запуску. Для того, чтобы рассчитать все параметры запуска необходимо проделать большую подготовительную работу. Для этого вам будут предоставлены следующий инструмент: **Баллистический и механический калькулятор.**

Эта программа позволяет вводить начальное состояние аппарата, а также управляющие воздействия для того, чтобы получать изменение параметров аппарата во времени.

Баллистический калькулятор принимает на вход следующие параметры:

- размер грани стороны аппарата ( $a$ ), м;
- начальная масса аппарата ( $m$ ), кг;
- начальные координаты КА ( $X_{КА}$ ;  $Y_{КА}$ ), м;
- компоненты начальной скорости КА ( $V_{КА}^x$ ;  $V_{КА}^y$ ), м/с;

- начальный угол ориентации аппарата ( $\varphi$ ), °;
- начальная скорость вращения аппарата ( $\omega$ ), °/с;
- управляющий момент вращения ( $M$ ), Н м;
- продолжительность рассчитываемого полета ( $d$ ), с;
- частота вывода на печать параметров полета ( $t_p$ ), с.

Также можно ввести необязательный набор параметров, описывающий работу двигателя:

- время включения импульса ( $t_e$ ), с;
- продолжительность импульса ( $d_e$ ), с;
- массовый расход двигателя ( $\dot{m}$ ), кг/с;
- удельный импульс двигателя ( $I_{yd}$ ), м/с.

Результатом расчета будет набор данных и графиков, аналогичный выводу симулятора .

Калькулятор можно найти на сайте симулятора. Результаты запуска калькулятора содержат графики и последовательность значений, которая выглядит следующим образом:

```
Ti=00:00:00 X=00000994.0 Y=06931031.9 H=000560.0 Vx=9940.0 Vy=-0000.8 A=000.0
Acc=008.3 As=000.0 m=0001.00 OA=360.0 w=00.0
Ti=00:00:10 X=00101385.9 Y=06930596.1 H=000560.3 Vx=9939.4 Vy=-0084.6 A=000.8
Acc=008.3 As=000.0 m=0001.00 OA=360.0 w=00.0
Ti=00:00:20 X=00199777.9 Y=06929347.6 H=000561.2 Vx=9937.6 Vy=-0166.7 A=001.6
Acc=008.3 As=000.0 m=0001.00 OA=360.0 w=00.0
Ti=00:00:30 X=00299140.0 Y=06927261.6 H=000562.7 Vx=9934.6 Vy=-0249.6 A=002.5
Acc=008.3 As=000.0 m=0001.00 OA=360.0 w=00.0
Ti=00:00:40 X=00398466.2 Y=06924347.2 H=000564.7 Vx=9930.5 Vy=-0332.4 A=003.3
Acc=008.3 As=000.0 m=0001.00 OA=360.0 w=00.0
Ti=00:00:50 X=00497744.9 Y=06920605.5 H=000567.4 Vx=9925.1 Vy=-0415.1 A=004.1
Acc=008.3 As=000.0 m=0001.00 OA=360.0 w=00.0
Ti=00:01:00 X=00596964.2 Y=06916038.0 H=000570.7 Vx=9918.6 Vy=-0497.6 A=004.9
Acc=008.3 As=000.0 m=0001.00 OA=360.0 w=00.0
```

#### 4. Глоссарий

ДЗЗ – дистанционное зондирование Земли;

КА – космический аппарат;

НИП – наземный измерительный пункт;

СКО – система коррекции орбиты;

СУОС – система управления ориентацией и стабилизацией;

ФЭП – фотоэлектрические элементы.

## Приложение 1. Доступные для конструирования подсистемы

Тип устройства	Название устройства	Общие параметры					Специальные параметры		
		Масса, кг	Объем, л	Температурный режим: мин./макс. (°С)	Энергопотребление (Вт)	Тепловыделение (Вт)			
Конструктив (корпус) аппарата	Корпус для CubeSat-1U	0,3	1,1	-100/100	0	0	Сторона куба (м): 0,103228		
	Корпус для CubeSat-3U	1	3,4	-100/100	0	0	Сторона куба (м): 0.150369		
	Корпус для CubeSat-6U	2	6,8	-100/100	0	0	Сторона куба (м): 0.189453		
	Корпус для микроспутника	10	125	-100/100	0	0	Сторона куба (м): 0,5		
Бортовая вычислительная система	БЦВМ-1	0,4	0,15	-40/80	1	1	Объем оперативной памяти: 16МБ		
	БЦВМ-2	1,5	0,8	-40/80	3,5	3,5	Объем оперативной памяти: 64МБ		
	БЦВМ-3	6,0	5,5	-40/50	23	23	Объем оперативной памяти: 512МБ		
Система электропитания	СЭП с малым аккумулятором	0,5	0,3	-10/40	0,2	0,2	Емкость аккумулятора: 41,8 Вт ч	Эффективность солнечных батарей: 29,8%	Кэффициент поглощения тепла солнечными батареями: 0,95  Кэффициент черноты солнечных батарей: 0,4
	СЭП со средним аккумулятором	1,5	1,0	0/40	2	2	Емкость аккумулятора: 129,6 Вт ч		
	СЭП с большим аккумулятором	3	2,4	0/40	3,5	3,5	Емкость аккумулятора: 259,2 Вт ч	Эффективность солнечных батарей: 28%	
	СЭП с очень большим аккумулятором	4	3	0/40	2	2	Емкость аккумулятора: 324 Вт ч		
Система навигации	Навигатор-1	0,4	0,15	-40/60	0,5	0,5	Нет		
	Навигатор-2	0,3	0,6	-40/60	2	2	Нет		
Система управления ориентацией и стабилизацией	Система ориентации с малым управляющим моментом	0,2	0,2	-20/50	1	1	Максимальный момент: 0,000023 Н м		
	Система ориентации со	2	1,5	-20/60	5	5	Максимальный момент: 0,0026 Н м		

Тип устройства	Название устройства	Общие параметры					Специальные параметры
		Масса, кг	Объем, л	Температурный режим: мин./макс. (°C)	Энергопотребление (Вт)	Тепловыделение (Вт)	
<b>(СУОС)</b>	средним управляющим моментом						
	Система ориентации с большим управляющим моментом	6,6	8,7	-20/50	15	15	Максимальный момент: 0,0165 Н м
	Система ориентации с очень большим управляющим моментом	22	40	-20/50	30	30	Максимальный момент: 0,05 Н м
<b>Система обеспечения теплового режима (СОТР)</b>	СОТР с малым нагревателем	0,3	0,1	-40/80	0,1 / 4,1	0,1 / 4,1	Мощность нагревателя: 4 Вт
	СОТР со средним нагревателем	1,5	0,5	-40/80	0,2 / 20,2	0,2 / 20,2	Мощность нагревателя: 20 Вт
	СОТР с большим нагревателем	3	1	-40/80	0,3 / 40,3	0,3 / 40,3	Мощность нагревателя: 40 Вт
<b>Система телеметрии</b>	Телеметрия с ненаправленной антенной	0,6	0,4	-40/80	2	2	Угол раскрыва антенны: 360° Мощность передатчика: 8 Вт
	Телеметрия с направленной антенной	0,3	0,2	-40/80	1	1	Угол раскрыва антенны: 180° Мощность передатчика: 5 Вт
<b>Система высокопроизводительной связи</b>	Система связи УКВ	0,3	0,2	-40/80	1	1	Угол раскрыва антенны: 180° Мощность передатчика: 5 Вт Частота: 435 МГц Усиление бортовой антенны: 1 Усиление наземной антенны: 16
	Система связи X-диапазона узкой направленности	1,7	2,6	-40/80	4	4	Угол раскрыва антенны: 90° Усиление бортовой антенны: 6,3
	Система связи X-диапазона широкой	2,1	2,1	-40/80	4	4	Угол раскрыва антенны: 128° Усиление бортовой антенны: 3,8

Коэффициент поглощения тепла радиаторами: 0,2  
Коэффициент черноты радиатора: 1

Частота: 435 МГц  
Усиление бортовой антенны: 1  
Усиление наземной антенны: 16

Мощность передатчика: 8 Вт  
Частота: 8192 МГц  
Усиление наземной антенны: 25000



Тип устройства	Название устройства	Общие параметры					Специальные параметры	
		Масса, кг	Объем, л	Температурный режим: мин./макс. (°C)	Энергопотребление (Вт)	Тепловыделение (Вт)		
	направленности							
Система изменения орбиты	Двигатель с малой тягой и малым баком	2	3	-100/100	2	2	Объем топливных баков: 1 л	Максимальный массовый расход топлива: 0,009 кг/с Удельный импульс двигательной установки: 2790 м/с
	Двигатель с малой тягой и средним баком	5	31,2	-100/100	2	2	Объем топливных баков: 10 л	
	Двигатель с большой тягой и средним баком	8	45,1	-100/100	5	5	Объем топливных баков: 50 л	Максимальный массовый расход топлива: 0,037 кг/с Удельный импульс двигательной установки: 2705 м/с
	Двигатель с большой тягой и большим баком	8	90	-100/100	5	5		
Полезная нагрузка (камера)	Малая камера	0,2	0,5	0/60	0,7	0,7	Угол поля зрения: 9,2° Поток данных: 1 Мбит/с Объем памяти: 32 МБ Матрица: 2048 пикс	
	Большая камера с малым углом зрения	4	5	0/40	5	5	Угол поля зрения: 6,4° Поток данных: 70 Мбит/с	Объем памяти: 512 МБ Матрица: 4864 пикс
	Большая камера с большим углом зрения	3,5	4	0/40	8	8	Угол поля зрения: 12,7° Поток данных: 120 Мбит/с	
Полезная нагрузка (контейнер для кристалла)	Малый контейнер для выращивания белковых кристаллов	1	2	10/20	6	6	Нет	
	Большой контейнер для выращивания белковых кристаллов	10	22,5	5/45	60	60	Нет	