

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

В.В. ВОЛОЦУЕВ, И.С. ТКАЧЕНКО

ВВЕДЕНИЕ В ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве учебного пособия для студентов, обучающихся по программам высшего образования по специальности 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов и по направлению подготовки 24.03.01 Ракетные комплексы и космонавтика

САМАРА
Издательство Самарского университета
2018

УДК 629.78 (075)
ББК 39.62
В 685

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. А. В. Б о л д ы р е в,
канд. техн. наук М. В. Б о р и с о в

Волоцув, Владимир Валериевич

В 685 **Введение в проектирование космических аппаратов:** учеб. пособие /
В.В. Волоцув, И.С. Ткаченко. – Самара: Изд-во Самарского университета,
2018. – 144 с.: ил.

ISBN 978-5-7883-1316-0

В данном учебном пособии описываются важные аспекты процесса проектирования космических аппаратов: введение в механику космического полёта; области использования космического пространства; введение в основы устройства; частные примеры расчета проектных характеристик.

Учебное пособие предназначено для студентов начальных курсов в рамках дисциплины «Введение в ракетно-космическую технику» по направлению подготовки 24.03.01 Ракетные комплексы и космонавтика и специальности 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов.

Подготовлено на кафедре космического машиностроения Самарского университета.

УДК 629.78 (075)
ББК 39.62

ISBN 978-5-7883-1316-0

© Самарский университет, 2018

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	6
Введение	7
1 Введение в механику движения космических тел.....	8
1.1 Закон всемирного тяготения	8
1.2 Законы Кеплера.....	9
1.2.1 Первый закон Кеплера	9
1.2.2 Второй закон Кеплера	11
1.2.3 Третий закон Кеплера.....	12
1.3 Модель движения искусственного спутника Земли в плоскости орбиты	13
1.3.1 Интеграл энергии и первая космическая скорость	13
1.3.2 Преобразование орбиты искусственного спутника Земли из круговой в эллиптическую	14
1.3.3 Преобразование орбиты искусственного спутника Земли из эллиптической в высокую круговую	16
1.3.4 Пример преобразования орбиты искусственного спутника Земли в одной плоскости.....	18
1.4 Модель движения искусственного спутника Земли в трёхмерном космическом пространстве	20
1.4.1 Параметры орбиты искусственного спутника Земли в трёхмерном космическом пространстве	20
1.4.2 Изменение угла наклона плоскости орбиты искусственного спутника Земли.....	22
1.4.3 Пример перелёта искусственного спутника Земли с низкой круговой орбиты на высокую круговую орбиту с поворотом плоскости орбиты	24
1.4.4 Трассы полёта искусственных спутников Земли.....	26
2 Использование космических аппаратов в научных и народно-хозяйственных целях.....	30
2.1 Понятие космический аппарат	30
2.2 Задачи исследования Земли с помощью автоматических космических аппаратов	31
2.2.1 Орбиты для автоматических космических аппаратов исследования Земли.....	32

2.2.2 Описание исследовательских задач и примеры их реализации.....	33
2.3 Задачи исследования космоса с помощью автоматических космических аппаратов	37
2.3.1 Задачи исследования «дальнего» космоса.....	37
2.3.2 Задачи исследования Солнечной системы	41
2.4 Научные эксперименты в околоземном космическом пространстве.....	47
2.5 Дистанционное зондирование Земли с помощью автоматических космических аппаратов в народно-хозяйственных целях	49
2.5.1 Качества космической информации наблюдения земной поверхности.....	50
2.5.2 Примеры реализации космических аппаратов дистанционного зондирования Земли.....	54
2.6 Обеспечение коммуникаций с помощью автоматических космических аппаратов	56
2.6.1 Обеспечение ретрансляции радиосигналов в космическом пространстве	57
2.6.2 Спутниковая навигация.....	60
2.7 Решение транспортной задачи в космическом пространстве.....	64
2.7.1 Транспортные космические аппараты в пилотируемой космонавтике	65
2.7.2 Космические разгонные блоки для транспортирования автоматических космических аппаратов	69

3 Введение в основы устройства космических аппаратов 71

3.1 Целевое оборудование автоматических космических аппаратов	71
3.1.1 Оптико-электронные телескопические комплексы	71
3.1.2 Радиометрические комплексы	74
3.1.3 Датчики физических полей и регистраторы частиц	78
3.1.4 Радиопередающее и коммутационное оборудование... ..	79
3.2 Оборудование для обеспечения управления движением центра масс космического аппарата	81
3.2.1 Навигационное оборудование космического аппарата	81
3.2.2 Исполнительные органы управления движением центра масс космического аппарата	83

3.3 Оборудование для обеспечения управления движением относительно центра масс космического аппарата	85
3.3.1 Оборудование для измерения углового положения космического аппарата.....	86
3.3.2 Исполнительные органы для управления движением относительно центра масс космического аппарата	88
3.4 Оборудование для обеспечения электроэнергией бортовых приборов космического аппарата	96
3.4.1 Химические источники электроэнергии.....	97
3.4.2 Солнечные источники электроэнергии.....	101
3.4.3 Ядерные источники электроэнергии.....	106
3.4.4 Бортовая электрическая сеть	110
3.5 Оборудование для обеспечения теплового режима на борту космического аппарата	110
3.5.1 Потоки тепловой энергии в космическом пространстве.....	111
3.5.2 Создание тепловых условий для оборудования космического аппарата.....	115
3.6 Оборудование для обеспечения информационного управления на борту космического аппарата.....	118
3.7 Конструкция космического аппарата	120

4 Примеры частных задач расчета проектных характеристик космических аппаратов..... 124

4.1 Расчет массы рабочего тела для реактивного двигателя разгонного блока.....	124
4.2 Расчет массогабаритных проектных характеристик телескопического комплекса космического аппарата по статистическим моделям.....	127
4.3 Расчет длины гравитационной штанги для малого космического аппарата.....	129
4.4 Расчет площади солнечных батарей и ёмкости аккумуляторных батарей солнечной энергоустановки космического аппарата.....	134
4.5 Расчет площади радиационного теплообменника космического аппарата.....	137

Заключение 142

Список использованных источников 143

ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящее учебное пособие является второй частью учебно-методического комплекса, посвященного вводным основам проектирования, конструирования и производства ракетно-космической техники. В учебном пособии внимание уделяется процессу проектирования космических аппаратов.

Учебное пособие предназначено для обучающихся на первом курсе студентов по специальности 24.05.01 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов» и бакалавров по направлению 24.03.01 «Ракетные комплексы и космонавтика».

При рассмотрении материала настоящего учебного пособия предполагается, что читатель обладает знаниями математики и физики и ряда естественных наук в объеме средней школы.

Целью данного учебного пособия является подготовка студентов первого курса к успешному освоению общеинженерных и специальных дисциплин старших курсов.

Более подробные знания в области проектирования космических аппаратов могут быть получены студентами из накопленной учебно-методической литературы библиотеки кафедры космического машиностроения, в создание которой внесли свой вклад сотрудники кафедры (Козлов Д.И., Соллогуб А.В., Аншаков Г.П., Кириллин А.Н., Салмин В.В., Куренков В.И., Ткаченко С.И., Старинова О.Л. и др.).

Отдельно авторы выражают благодарность рецензентам – доктору технических наук, профессору кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов Самарского университета А. В. Болдырев и кандидату технических наук, врио заместителя генерального конструктора по научной работе АО «РКЦ «Прогресс» М. В. Борисов за ценные замечания и рекомендации, которые были учтены при подготовке рукописи учебного пособия к изданию.

ВВЕДЕНИЕ

Продолжением развития ракетной техники (*ракет космического назначения*) стало развитие космической техники. Началом космической эры можно условно считать 4 октября 1957 года, когда на межконтинентальной баллистической ракете «Р-7» в качестве полезной нагрузки разместили первый искусственный спутник Земли «Спутник-1» и запустили вокруг земного шара.

В дальнейшие годы начала развиваться целая отрасль промышленности, связанная с созданием и эксплуатацией техники, движущейся в космическом пространстве. Одновременно развивались и накапливались научно-технические инженерные знания о способах создания различной космической техники.

В целом процесс создания космических технических объектов, аналогично процессу создания ракет, включает в себя такие этапы как проектирование, конструирование и производство. Задачи производства ракетной техники и космической техники имеют много общего между собой: детали создаются на одинаковом оборудовании, используются схожие способы соединения деталей и способы сборки изделия в целом. Задачи конструирования ракетной и космической техники также схожи.

Проектирование ракетной и космической техники имеет различия по многим аспектам, среди которых: различные способы движения проектируемых объектов; различная внешняя окружающая среда; различные источники энергии; различные алгоритмы поведения и др. Соответственно, процесс проектирования космической техники, выделяется в отдельную область со своей методологией от области проектирования ракет.

В настоящем учебном пособии описываются важные аспекты проектирования космических аппаратов с целью создания общего представления о данном процессе у студентов начальных курсов, обучающихся по указанным специальностям.

1 ВВЕДЕНИЕ В МЕХАНИКУ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ТЕЛ

Для создания искусственных тел, предназначенных для «полётов» (движения) в космическом пространстве, в первую очередь, следует познакомиться с фундаментальными законами движения естественных природных космических тел, таких как планеты, спутники, астероиды, кометы и т.п.

1.1 Закон всемирного тяготения

В XVII веке был сформулирован закон физики, характеризующий силы притяжения тел в космическом пространстве. Формулировка этого закона для двух тел следующая: сила, с которой притягиваются два тела в инерциальном пространстве с массами M_1 и m_2 пропорциональна произведению этих масс и обратно пропорциональна квадрату расстояния r между ними (см. рис. 1.1):

$$F = f \cdot \frac{M_1 \cdot m_2}{r^2}, \quad (1.1)$$

где $f = 6,67 \cdot 10^{11} \text{ м}^3/\text{кг} \cdot \text{с}^2$ – коэффициент пропорциональности (*гравитационная постоянная*).

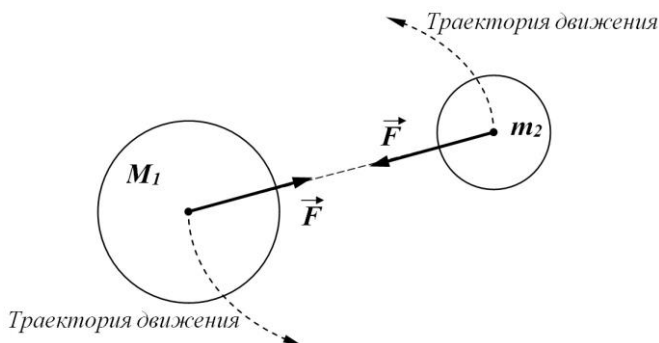


Рис. 1.1. К определению всемирного закона тяготения

Тело с большей массой можно условно считать **центром притяжения** (*притягивающим центром*). Тело с меньшей массой можно условно считать **спутником**, движущимся относительно притягивающего центра под действием силы всемирного тяготения (*гравитации*).

Пусть в нашем случае $M_1 \gg m_2$, тогда параметр $\mu = f \cdot M_1$ назовем гравитационной постоянной притягивающего центра. Выражение (1.1) запишется в виде:

$$F = \mu \cdot \frac{m_2}{r^2}, \quad (1.2)$$

К примеру, если притягивающим центром является Земля, то $\mu_3 = 3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$, если притягивающим центром является Солнце, то $\mu_{\text{Солн}} = 1,32 \cdot 10^{20} \text{ м}^3/\text{с}^2$.

1.2 Законы Кеплера

1.2.1 Первый закон Кеплера

Траектория тела (*спутника*), движущегося относительно притягивающего центра (*в центральном поле тяготения*), имеет форму эллипса, в одном из фокусов которого находится притягивающий центр [1].

Указанный эллипс также иначе называют **орбитой** космического тела (*спутника*).

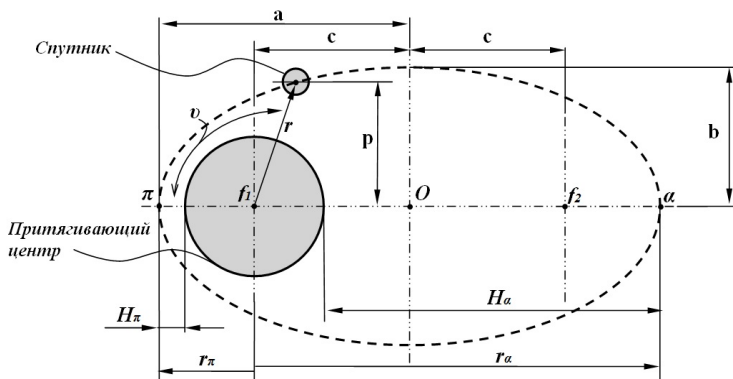


Рис. 1.2. Траектория движения спутника в центральном поле тяготения

Из рисунка 1.2 видно, что положение спутника на орбите планеты характеризуется следующими параметрами:

r – радиус-вектор, направленный из притягивающего центра (к примеру, из центра Земли) в центр масс движущегося тела (спутника);

π – «пери» (греч.) точка орбиты спутника, самая близкая к притягивающему центру (для Земли – точка перигея орбиты);

α – «апо» (греч.) точка орбиты спутника, самая далекая от притягивающего центра (для Земли – точка апогея орбиты);

f_1, f_2 – фокусы эллипса;

a – большая полуось орбиты;

b – малая полуось орбиты;

c – расстояние между фокусом и центром эллипса (сжатие орбиты);

ν – угол истинной аномалии, т.е. угол между направлением на «пери»-точку и радиусвектором текущего положения спутника на орбите (от 0 до 360 град.);

r_π – радиус-вектор «пери»-точки орбиты спутника;

r_α – радиус-вектор «апо»-точки орбиты спутника;

e – эксцентриситет орбиты (отношение расстояния между центром эллипса и его фокусом к большой полуоси, $e = \frac{c}{a}$).

Также введем дополнительные функциональные зависимости:

$$a = \frac{r_\pi + r_\alpha}{2}; \quad (1.3)$$

$$r_\pi = R_3 + H_\pi; \quad (1.4)$$

где R_3 – радиус притягивающего центра (для Земли – средний радиус планеты $R_3 = 6371$ км); H_π – высота «пери»-точки орбиты спутника;

$$r_\alpha = R_3 + H_\alpha; \quad (1.5)$$

где H_α – высота апогея орбиты спутника;

$$e = \frac{r_\alpha - r_\pi}{r_\alpha + r_\pi}; \quad (1.6)$$

$$p = \frac{2 \cdot r_\alpha \cdot r_\pi}{r_\alpha + r_\pi}; \quad (1.7)$$

где p – фокальный параметр эллипса (орбиты).

Удобнее пользоваться уравнением эллиптической орбиты в полярных координатах:

$$r = \frac{P}{1 + e \cdot \cos \vartheta}; \quad (1.8)$$

В точках «*peri*» и «*apo*» углы ν равны соответственно 0 и 180 градусов. Подставляя эти углы в последнее выражение (1.8) можно получить:

$$r_{\pi} = \frac{P}{1 - e}, \quad r_{\alpha} = \frac{P}{1 + e}. \quad (1.9)$$

1.2.2 Второй закон Кеплера

Радиус-вектор спутника в равные промежутки времени Δt_i описывает равновеликие площади. Этот закон указывает на неравномерность движения спутника по эллиптической орбите. Схема, иллюстрирующая второй закон Кеплера, приведена на рисунке 1.3 [1].

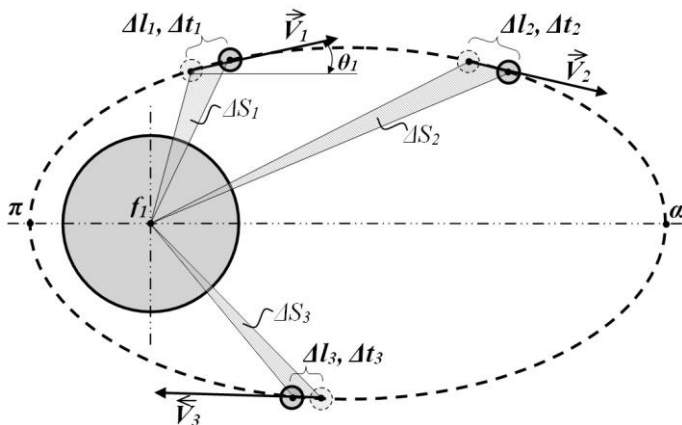


Рис. 1.3. Схема для иллюстрации второго закона Кеплера

На этом рисунке площади ΔS_1 , ΔS_2 и ΔS_3 , описываемые радиусом-вектором спутника за равные промежутки времени Δt_i , равны. Следовательно, неравны длины путей на этих участках.

Закон Кеплера был получен из так называемого интеграла площадей или закона сохранения момента импульса:

$$m \cdot \vec{r} \cdot \vec{V} = const, \quad (1.10)$$

где m – масса спутника, \vec{r} – вектор текущей скорости спутника.

В скалярной форме выражение можно записать (для постоянной массы):

$$r \cdot V \cdot \cos\theta = const. \quad (1.11)$$

В точках «*ано*» и «*перу*» следствие из второго закона Кеплера можно привести к виду:

$$r_\alpha \cdot V_\alpha = r_\pi \cdot V_\pi, \text{ или } \frac{V_\pi}{V_\alpha} = \frac{r_\alpha}{r_\pi}. \quad (1.12)$$

Из выражения 1.12 видно, что в «*ано*»-точке минимальная скорость движения по орбите ($V_\alpha = \min$), а в «*перу*»-точке максимальная скорость движения по орбите ($V_\pi = \max$).

Рассмотрим пример вычисления скорости в апогее спутника Земли.

Пример 1

Пусть $r_\pi = 6571$ км (высота перигея орбиты равна 200 км, радиус Земли 6371 км), $r_\alpha = 42371$ км (высота апогея орбиты – 36000 км), скорость спутника в перигее орбиты $V_\pi = 10,25$ км/с . Определить скорость движения спутника в апогее орбиты.

Решение

Из соотношений (1.12) можно получить

$$V_\alpha = V_\pi \cdot \frac{r_\pi}{r_\alpha} = 10,25 \text{ км/с} \cdot \frac{6571 \text{ км}}{42371 \text{ км}} = 1,54 \text{ км/с}.$$

1.2.3 Третий закон Кеплера

Квадраты периодов обращения (длительности полного оборота) спутников вокруг притягивающего центра прямо пропорциональны кубам больших полуосей их орбит (см. рис. 1.4) [1].

$$\frac{T_1^2}{T_2^2} = \frac{a_1^3}{a_2^3}. \quad (1.13)$$

где T_1, T_2 – периоды обращения спутников вокруг одного притягивающего центра.

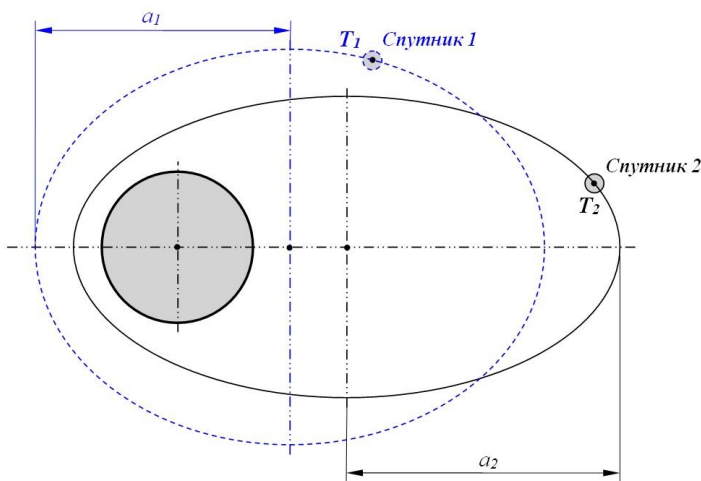


Рис. 1.4. К иллюстрации третьего закона Кеплера

Абсолютное время периода обращения спутника, движущегося вокруг притягивающего центра можно рассчитать по следующей зависимости (*приводится без вывода*):

$$T = 2 \cdot \pi \cdot \frac{a^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{\mu}}, \quad (1.14)$$

где μ – гравитационная постоянная притягивающего центра.

1.3 Модель движения искусственного спутника Земли в плоскости орбиты

Для дальнейшего изложения введем понятие: **искусственный спутник Земли (ИСЗ)** – это спутник Земли, созданный в результате человеческой деятельности.

1.3.1 Интеграл энергии и первая космическая скорость

Расчет линейной скорости движения ИСЗ на круговых и эллиптических орбитах, основывается на законе сохранения энергии, который для центрального поля тяготения выглядит следующим образом:

$$V^2 = \mu_3 \cdot \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right), \quad (1.15)$$

где μ_3 – гравитационная постоянная притягивающего центра; r – радиус-вектор ИСЗ на орбите; a – большая полуось орбиты.

Для расчета скорости на околоземных орбитах часто используют расчетную формулу, в которой присутствует первая космическая скорость. Преобразуем формулу (1.15) к следующему виду

$$V = \sqrt{\mu_3 \cdot \frac{R_3}{R_3} \cdot \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a}\right)} = \sqrt{\frac{\mu_3}{R_3}} \cdot \sqrt{R_3 \cdot \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a}\right)} = V_I \cdot \sqrt{R_3 \cdot \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a}\right)}, \quad (1.16)$$

где $V_I = \sqrt{\frac{\mu_3}{R_3}}$ – первая космическая скорость (скорость движения по круговой орбите спутника Земли при $r = R_3$).

Нетрудно рассчитать, что первая космическая скорость для Земли составляет приблизительно 7910 м/с.

Если орбита имеет форму окружности ($e = 0, a = r_\pi = r_\alpha = r$), то выражение (1.16) можно представить в форме

$$V = V_I \cdot \sqrt{R_3 \cdot \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a}\right)} = V_I \cdot \sqrt{R_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{кр}} - \frac{1}{r_{кр}}\right)} = V_I \cdot \sqrt{\frac{R_3}{r_{кр}}}, \quad (1.17)$$

где $r_{кр}$ – радиус круговой орбиты.

Пример 2

Определить скорость ИСЗ на круговой опорной орбите высотой 200 км.

Решение

По формуле (1.17) имеем

$$V = V_I \cdot \sqrt{\frac{R_3}{r_{кр}}} = 7,91 \cdot \sqrt{\frac{6371 \text{ км}}{6371 \text{ км} + 200 \text{ км}}} = 7,790 \text{ км/с}.$$

1.3.2 Преобразование орбиты искусственного спутника Земли из круговой в эллиптическую

Рассмотрим переход ИСЗ с круговой на эллиптическую орбиту посредством увеличения большой полуоси. Введем понятие: *маневр*

ИСЗ – это набор действий над спутником, после которых меняется траектория (*орбита*) его движения.

На рисунке 1.5 приведена схема, иллюстрирующая маневр перехода ИСЗ с круговой орбиты на эллиптическую путем сообщения ему дополнительного приращения скорости ΔV_1 .

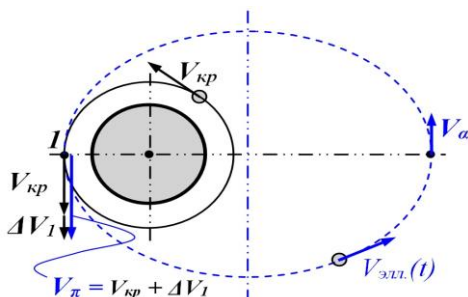


Рис. 1.5. Схема маневра перехода ИСЗ с круговой на эллиптическую

На рисунке 1.5 показан случай когда ИСЗ, движущийся по круговой орбите со скоростью $V_{кр}$, в точке «I» получает «мгновенное» приращение скорости ΔV_1 . В результате скорость движения ИСЗ в точке «I» становится равной V_{π} , а траектория движения превращается в эллиптическую орбиту.

На практике важно уметь рассчитывать приращение скорости, требуемое для перехода ИСЗ с одной орбиты на другую, так как оно определяет запасы топлива для реактивного двигателя на проведение маневра. Рассмотрим способ расчета приращения скорости ΔV_1 на примере 3.

Пример 3

Определить приращение скорости ΔV_1 , необходимой для перевода ИСЗ с опорной орбиты высотой $H_{кр} = 200 \text{ км}$ на эллиптическую орбиту высотой апогея $H_{\alpha} = 36000 \text{ км}$ (см. рис. 1.6).

Решение

1) Радиус-вектор круговой орбиты ИСЗ в точке «I» равен:

$$r_{кр} = R_3 + H_{кр}, \quad r_{кр} = 6371 \text{ км} + 200 \text{ км} = 6571 \text{ км}.$$

2) Радиус-вектор перигея будущей эллиптической орбиты ИСЗ в точке «I» равен:

$$r_{\pi} = r_{кр} = 6571 \text{ км.}$$

3) Радиус-вектор апогея будущей эллиптической орбиты ИСЗ и большая полуось орбиты равны:

$$r_{\alpha} = R_3 + H_{\alpha} = 6371 \text{ км} + 36000 \text{ км} = 42731 \text{ км.}$$

$$a = \frac{r_{\pi} + r_{\alpha}}{2} = \frac{6571 + 42731}{2} = 24471 \text{ км.}$$

4) Для определения скоростей движения ИСЗ по круговой и эллиптической орбитам в точке «I» воспользуемся выражением 1.15.

$$V_{кр} = \sqrt{\mu_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{кр}} - \frac{1}{r_{кр}} \right)} = \sqrt{3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2 \cdot \left(\frac{1}{6571 \text{ км}} \right)} = 7,79 \text{ км/с.}$$

$$V_{\pi} = \sqrt{\mu_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{\pi}} - \frac{1}{a} \right)} = \sqrt{3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2 \cdot \left(\frac{2}{6571 \text{ км}} - \frac{1}{24471 \text{ км}} \right)} = 10,25 \text{ км/с}$$

5) Требуемое приращение скорости рассчитывается как разность скорости ИСЗ в перигее эллиптической орбиты и скорости ИСЗ на круговой опорной орбите, то есть

$$\Delta V_1 = V_{\pi} - V_{кр} = 10,25 - 7,79 = 2,46 \text{ км/с.}$$

1.3.3 Преобразование орбиты искусственного спутника Земли из эллиптической в высокую круговую

Рассмотрим переход ИСЗ с эллиптической орбиты на круговую орбиту с радиусом $r_{кр}$, равным радиусу в апогее r_{α} .

На рисунке 1.6 приведена схема, иллюстрирующая маневр перехода ИСЗ с эллиптической орбиты на высокую круговую путем сообщения ему дополнительного приращения скорости ΔV_2 .

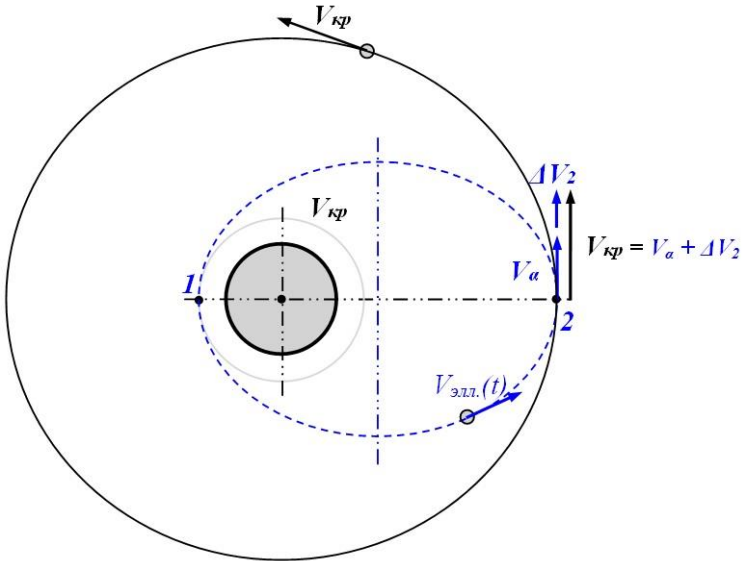


Рис. 1.6. Схема маневра перехода ИСЗ с эллиптической на круговую

На рисунке 1.6 показан случай когда ИСЗ, движущийся по эллиптической орбите со скоростью $V_{эл.}(t)$, в точке апогея «2» получает «мгновенное» приращение скорости ΔV_2 . В результате скорость движения ИСЗ в точке «2» становится равной $V_{кр}$, а траектория движения превращается в высокую круговую орбиту.

Рассмотрим способ расчета приращения скорости ΔV_2 на примере 4.

Пример 4

Определить приращение скорости ΔV_2 , которая необходима для перевода ИСЗ с эллиптической орбиты на высокую круговую орбиту. Параметры орбит принять такими же, как и в примере 3.

Решение

1) Рассчитаем сначала скорость движения ИСЗ по эллиптической орбите в точке апогея «2». При этом воспользуемся данными, полученными в примере 3.

$$V_{\alpha} = \sqrt{\mu_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{\alpha}} - \frac{1}{a} \right)} = \sqrt{3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2 \cdot \left(\frac{2}{42731 \text{ км}} - \frac{1}{24471 \text{ км}} \right)} = 1,589 \text{ км/с}.$$

2) Рассчитаем скорость движения ИСЗ на высокой круговой орбите с высотой, соответствующей радиусу апогея эллиптической орбиты.

$$V_{кр} = \sqrt{\mu_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{\alpha}} - \frac{1}{r_{\alpha}} \right)} = \sqrt{3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2 \cdot \left(\frac{1}{42731 \text{ км}} \right)} = 3,067 \text{ км/с}.$$

3) Требуемое приращение скорости рассчитывается как разность скорости ИСЗ на круговой орбите и скорости ИСЗ в апогее эллиптической орбиты, то есть

$$\Delta V_2 = V_{кр} - V_{\alpha} = 3,07 \text{ км/с} - 1,59 \text{ км/с} = 1,48 \text{ км/с}.$$

1.3.4 Пример преобразования орбиты искусственного спутника Земли в одной плоскости

Рассмотрим один из способов перелета ИСЗ с низкой эллиптической орбиты на высокую эллиптическую орбиту. Схема, иллюстрирующая данный маневр приведена на рисунке 1.7.

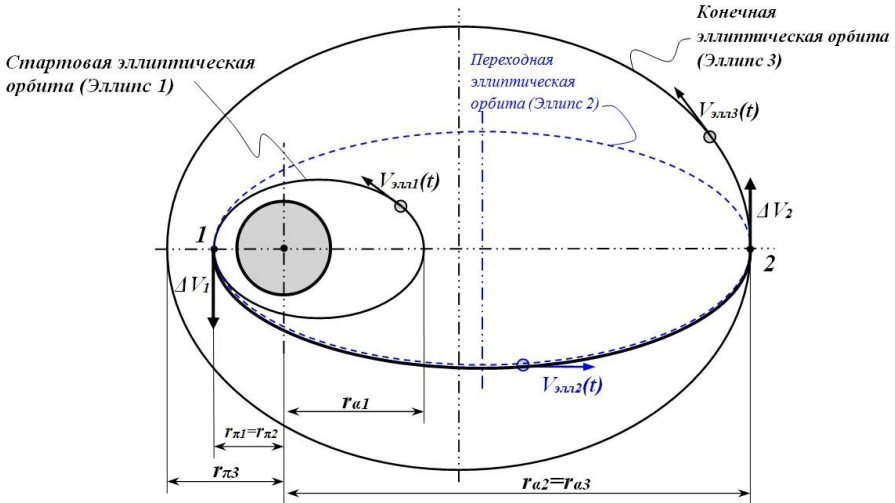


Рис. 1.7. Схема маневра перехода ИСЗ с эллиптической на круговую

Для перевода ИСЗ со стартовой эллиптической орбиты (см. рис. 1.7) на конечную эллиптическую орбиту понадобятся два приращения скорости:

- первое приращение скорости ΔV_1 в точке «1» преобразует стартовую орбиту (*Эллипс 1*) в переходную эллиптическую орбиту (*Эллипс 2*);

- второе приращение скорости ΔV_2 в точке «2» преобразует переходную орбиту (*Эллипс 2*) в конечную эллиптическую орбиту (*Эллипс 3*).

Соответственно, приращения скоростей можно вычислить по выражениям:

$$\Delta V_1 = V_{\pi 2} - V_{\pi 1}, \quad (1.18)$$

$$\Delta V_2 = V_{\alpha 3} - V_{\alpha 2}, \quad (1.19)$$

$$\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_1 + \Delta V_2. \quad (1.20)$$

Рассмотрим способ расчета приращения скорости ΔV_{Σ} на примере 5.

Пример 5

Определить приращение скорости ΔV_{Σ} , которая необходима для перевода ИСЗ с эллиптической орбиты с параметрами $H_{\pi 1} = 200 \text{ км}$, $H_{\alpha 1} = 250 \text{ км}$ на эллиптическую орбиту с параметрами $H_{\pi 3} = 1000 \text{ км}$, $H_{\alpha 3} = 1500 \text{ км}$.

Решение

1) Рассчитаем радиусы перигеев и апогеев трех эллиптических орбит:

$$r_{\pi 1} = H_{\pi 1} + R_3 = 200 \text{ км} + 6371 \text{ км} = 6571 \text{ км},$$

$$r_{\alpha 1} = H_{\alpha 1} + R_3 = 250 \text{ км} + 6371 \text{ км} = 6621 \text{ км},$$

$$r_{\pi 2} = r_{\pi 1} = 6571 \text{ км},$$

$$r_{\alpha 2} = H_{\alpha 2} + R_3 = 1500 \text{ км} + 6371 \text{ км} = 7871 \text{ км},$$

$$r_{\pi 3} = H_{\pi 3} + R_3 = 1000 \text{ км} + 6371 \text{ км} = 7371 \text{ км},$$

$$r_{\alpha 3} = r_{\alpha 2} = 7871 \text{ км}.$$

2) Рассчитаем большие полуоси трёх эллиптических орбит:

$$a_1 = \frac{r_{\pi 1} + r_{\alpha 1}}{2} = \frac{6571 \text{ км} + 6621 \text{ км}}{2} = 6596 \text{ км},$$

$$a_2 = \frac{r_{\pi 2} + r_{\alpha 2}}{2} = \frac{6571 \text{ км} + 7871 \text{ км}}{2} = 7221 \text{ км},$$

$$a_3 = \frac{r_{\pi 3} + r_{\alpha 3}}{2} = \frac{7371 \text{ км} + 7871 \text{ км}}{2} = 7621 \text{ км}.$$

3) Рассчитаем приращение скорости ΔV_1 для перехода со стартовой эллиптической орбиты на переходную эллиптическую орбиту:

$$V_{\pi 1} = \sqrt{\mu_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{\pi 1}} - \frac{1}{a_1} \right)} = \sqrt{3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2 \cdot \left(\frac{2}{6571 \text{ км}} - \frac{1}{6596 \text{ км}} \right)} = 7,804 \text{ км/с},$$

$$V_{\pi 2} = \sqrt{\mu_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{\pi 2}} - \frac{1}{a_2} \right)} = \sqrt{3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2 \cdot \left(\frac{2}{6571 \text{ км}} - \frac{1}{7221 \text{ км}} \right)} = 8,132 \text{ км/с},$$

$$\Delta V_1 = V_{\pi 2} - V_{\pi 1} = 8,132 \text{ км} - 7,804 \text{ км} = 0,328 \text{ км/с}.$$

4) Рассчитаем приращение скорости ΔV_2 для перехода с переходной эллиптической орбиты на конечную орбиту:

$$V_{\alpha 2} = \sqrt{\mu_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{\alpha 2}} - \frac{1}{a_2} \right)} = \sqrt{3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2 \cdot \left(\frac{2}{7871 \text{ км}} - \frac{1}{7221 \text{ км}} \right)} = 6,788 \text{ км/с},$$

$$V_{\alpha 3} = \sqrt{\mu_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{\alpha 3}} - \frac{1}{a_3} \right)} = \sqrt{3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2 \cdot \left(\frac{2}{7871 \text{ км}} - \frac{1}{7621 \text{ км}} \right)} = 6,999 \text{ км/с},$$

$$\Delta V_2 = V_{\alpha 3} - V_{\alpha 2} = 6,999 \text{ км} - 6,788 \text{ км} = 0,211 \text{ км/с}.$$

5) Рассчитаем суммарное приращение скорости:

$$\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_1 + \Delta V_2 = 0,328 \text{ км/с} + 0,211 \text{ км/с} = 0,539 \text{ км/с}.$$

1.4 Модель движения искусственного спутника Земли в трёхмерном космическом пространстве

1.4.1 Параметры орбиты искусственного спутника Земли в трёхмерном космическом пространстве

В предыдущем пункте были рассмотрены математические модели, описывающие движение спутника в одной плоскости – плоско-

сти орбиты. В трёхмерном пространстве для вычисления координат спутника также потребуются дополнительные координаты, описывающие положение самой плоскости орбиты.

На рисунке 1.8 приведена схема, отображающая координаты, необходимые для определения положения ИСЗ относительно геоцентрической системы координат (начало координат системы в центре Земли).

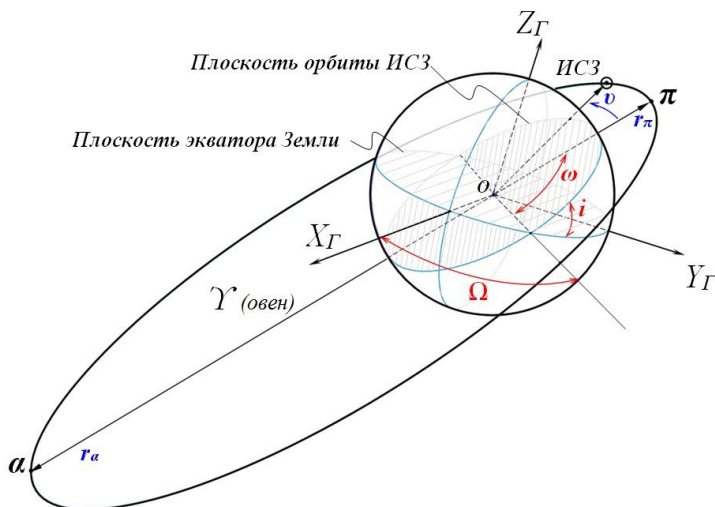


Рис. 1.8. Параметры орбиты ИСЗ в трёхмерном пространстве

На рисунке 1.8 приведены следующие обозначения:

- O – точка центра Земли;
- $O X_G Y_G Z_G$ – инерциальная декартова геоцентрическая система координат (начало системы координат в центре Земли);
- π , α - точки перигея и апогея орбиты;
- r_π , r_α – радиус-векторы перигея и апогея орбиты;
- v – угол истинной аномалии ИСЗ (угловое положение в плоскости орбиты, отсчитывается от точки перигея).
- i – угол наклона плоскости орбиты к плоскости экватора Земли;
- ω – угол аргумента перигея орбиты (показывает угол, который соединяет центр Земли и точку восходящего узла орбиты);

- Ω – угол долготы восходящего узла (показывает угловое положение линии пересечения плоскостей орбиты и экватора относительно начального меридиана, к примеру меридиана «Гринвича»).

1.4.2 Изменение угла наклонения плоскости орбиты искусственного спутника Земли

Во многих случаях требуется не только изменение плоскостных параметров орбиты КА ($\vec{r}_\pi, \vec{r}_\alpha$), но также и изменения угла наклонения плоскости орбиты к экватору Земли.

Для изменения угла наклонения плоскости орбиты также требуется создать «мгновенное» приращение скорости ΔV_i . Для определения указанного вектора приращения скорости рассмотрим рисунок 1.9.

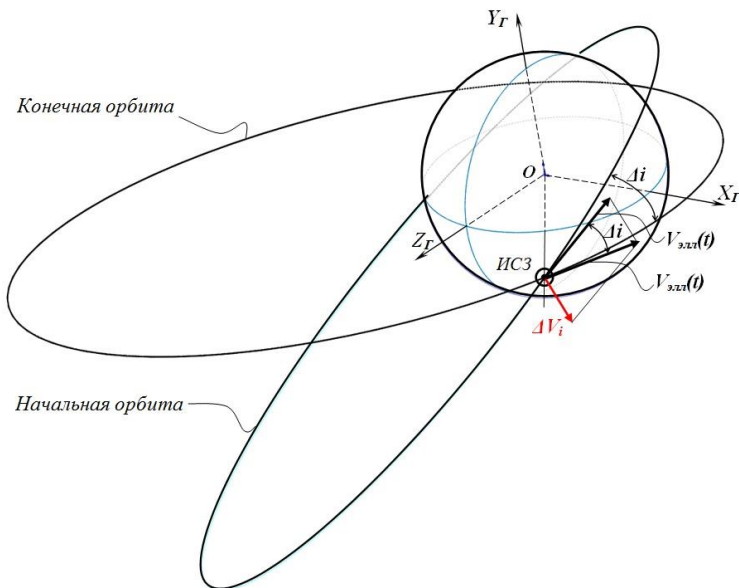


Рис. 1.9. Схема приращения скорости ИСЗ для изменения плоскости орбиты

На рисунке 1.9 приведен случай изменения угла наклонения орбиты, поэтому приращение скорости происходит в плоскости экватора. Используются следующие обозначения:

- $V_{\text{эл}}(t)$ – скорость движения ИСЗ по эллиптической орбите в момент пересечения плоскости экватора;

- Δi – изменение угла наклона плоскости орбиты к экватору ($\Delta i = i_{кон} - i_{нач}$);
- ΔV_i – «мгновенное» приращение скорости для поворота плоскости орбиты на угол Δi .

Из схемы на рисунке 1.9 видно, что приращение скорости ΔV_i можно вычислить из выражения:

$$\Delta \vec{V}_i = \vec{V}_{эл.кон.} - \vec{V}_{эл.нач.} \quad (1.21)$$

Делая допущение, что в точке приращения скорости $V_{эл.кон.} = V_{эл.нач.} = V_{эл.}$, то можно определить скалярную величину вектора ΔV_i :

$$\Delta V_i = 2 \cdot V_{эл.}(t) \cdot \sin\left(\frac{\Delta i}{2}\right), \quad (1.22)$$

где $V_{эл.}(t)$ – скорость ИСЗ в плоскости орбиты в момент совершения маневра по изменению наклона орбиты.

Следует отметить, что поворот плоскости орбиты осуществляется в точках апогея, так как модуль скорости в данных точках минимальный.

Пример 6

Определить приращение скорости ΔV_i для поворота плоскости круговой орбиты ИСЗ высотой $H_{кр} = 300 \text{ км}$ на угол $\Delta i = 51,6^\circ$.

Решение

1) Рассчитаем скорость движения ИСЗ по круговой орбите:

$$V_{кр} = \sqrt{\mu_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{кр}} - \frac{1}{r_{кр}} \right)} = \sqrt{3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2 \cdot \left(\frac{1}{6371 \text{ км} + 300 \text{ км}} \right)} = 7,73 \text{ км} / \text{с}.$$

2) Скорость, требуемая для поворота плоскости орбиты равна:

$$\Delta V_i = 2 \cdot V_{кр} \cdot \sin\left(\frac{\Delta i}{2}\right) = 2 \cdot V_{кр} \cdot \sin\left(\frac{51,6^\circ}{2}\right) = 0,87 \cdot V_{кр} = 0,87 \cdot 7,73 = 6,73 \text{ км} / \text{с}.$$

1.4.3 Пример перелёта искусственного спутника Земли с низкой круговой орбиты на высокую круговую орбиту с поворотом плоскости орбиты

При выведении на орбиту ИСЗ должен совершить маневры в плоскости орбиты и маневр поворота плоскости орбиты, чтобы сформировалась требуемая конечная орбита. При этом суммарное приращение скорости будет равно:

$$\Delta V_{\Sigma} = \sum_{k=1}^N \Delta V_k, \quad (1.23)$$

где ΔV_k – приращение скорости ИСЗ в k -том маневре, k – номер маневра ИСЗ.

Рассмотрим один из вариантов перелета ИСЗ между двумя круговыми орбитами, плоскости которых не совпадают.

Пример 7

Определить суммарное приращение скорости ΔV_{Σ} , требуемое для перелёта ИСЗ с опорной круговой орбиты с параметрами $H_{кр1} = 200$ км, $i_1 = 51,6^{\circ}$ на конечную круговую орбиту с параметрами $H_{кр2} = 36000$ км, $i_2 = 0^{\circ}$.

Решение

1) Условия данной задачи соответствуют реальной задаче выведения ИСЗ, запускаемых с космодрома «Байконур» на геостационарную орбиту.

2) Для определения количества маневров приращения скорости рассмотрим схему перелета на рисунке 1.10.

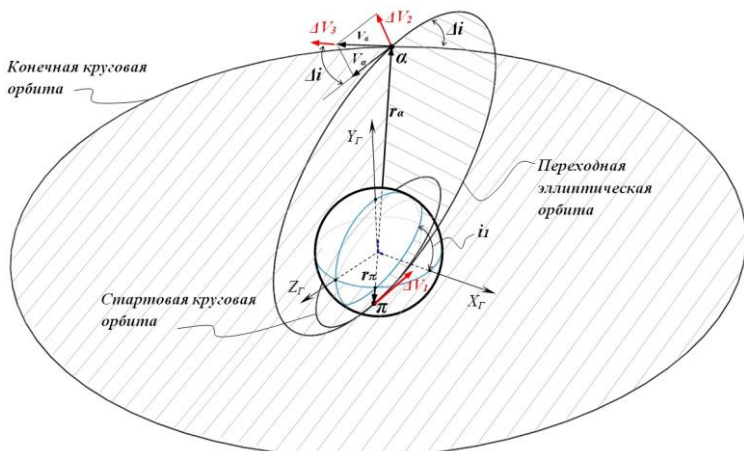


Рис. 1.10. Схема перелёта ИСЗ в примере 7

Первое приращение скорости ΔV_1 осуществим в точке « π » (см. рис. 1.10), лежащей на пересечении стартовой круговой орбиты и плоскости экватора. С помощью данного приращения преобразуем круговую орбиту в переходную эллиптическую орбиту.

Второе приращение скорости ΔV_2 осуществим в точке « α » (см. рис. 1.10), лежащей на пересечении переходной эллиптической орбиты и плоскости экватора. С помощью данного приращения изменим наклонение переходной эллиптической орбиты на величину Δi (см. рис. 1.10).

Третье приращение скорости ΔV_3 также произведем в точке « α » для преобразования, повернутой на угол Δi , переходной эллиптической орбиты в конечную круговую орбиту.

3) Вычислим параметры орбит:

$$r_{кр1} = H_{кр1} + R_3 = 200 \text{ км} + 6371 \text{ км} = 6571 \text{ км},$$

$$r_{кр2} = H_{кр1} + R_3 = 36000 \text{ км} + 6371 \text{ км} = 42371 \text{ км},$$

$$r_\pi = r_{кр1} = 6571 \text{ км},$$

$$r_\alpha = r_{кр2} = 42371 \text{ км},$$

$$a = \frac{r_\alpha + r_\pi}{2} = \frac{6571 \text{ км} + 42371 \text{ км}}{2} = 24471 \text{ км}.$$

4) Вычислим скорость ИСЗ на стартовой круговой орбите:

$$V_{кр1} = \sqrt{\mu_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{кр1}} - \frac{1}{r_{кр1}} \right)} = \sqrt{3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2 \cdot \left(\frac{1}{6371 \text{ км} + 200 \text{ км}} \right)} = 7,789 \text{ км} / \text{с}.$$

5) Вычислим скорость ИСЗ на конечной круговой орбите:

$$V_{кр2} = \sqrt{\mu_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{кр2}} - \frac{1}{r_{кр2}} \right)} = \sqrt{3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2 \cdot \left(\frac{1}{42371 \text{ км}} \right)} = 3,067 \text{ км} / \text{с}$$

6) Вычислим скорости движения ИСЗ в точках апогея и перигея на переходной эллиптической орбите:

$$V_{\pi} = \sqrt{\mu_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{\pi}} - \frac{1}{a} \right)} = \sqrt{3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2 \cdot \left(\frac{2}{6571 \text{ км}} - \frac{1}{24471 \text{ км}} \right)} = 10,248 \text{ км} / \text{с},$$

$$V_{\alpha} = \sqrt{\mu_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{\alpha}} - \frac{1}{a} \right)} = \sqrt{3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2 \cdot \left(\frac{2}{42371 \text{ км}} - \frac{1}{24471 \text{ км}} \right)} = 1,59 \text{ км} / \text{с}$$

7) Определим приращение скорости ΔV_1 :

$$\Delta V_1 = V_{\pi} - V_{кр1} = 10,248 \text{ км} / \text{с} - 7,789 \text{ км} / \text{с} = 2,459 \text{ км} / \text{с}.$$

8) Определим приращение скорости ΔV_2 :

$$\Delta V_i = 2 \cdot V_{\alpha} \cdot \sin\left(\frac{\Delta i}{2}\right) = 2 \cdot 1,59 \text{ км} / \text{с} \cdot \sin\left(\frac{51,6^{\circ}}{2}\right) = 0,87 \cdot 1,59 = 1,383 \text{ км} / \text{с}.$$

9) Определим приращение скорости ΔV_3 :

$$\Delta V_3 = V_{кр2} - V_{\pi} = 3,067 \text{ км} / \text{с} - 1,59 \text{ км} / \text{с} = 1,477 \text{ км} / \text{с}.$$

10) Определим суммарное приращение скорости ΔV_{Σ} :

$$\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3 = 2,459 \text{ км} / \text{с} + 1,383 \text{ км} / \text{с} + 1,477 \text{ км} / \text{с} = 5,319 \text{ км} / \text{с}$$

1.4.4 Трассы полёта искусственных спутников Земли

При наблюдении движения ИСЗ с наземных пунктов важным является знать его положение относительно земной поверхности (*над какими географическими районами Земли он пролетает в текущий момент*).

Как правило, для определения координат ИСЗ используют полярную географическую систему координат, иллюстрация параметров которой приведена на рисунке 1.11.

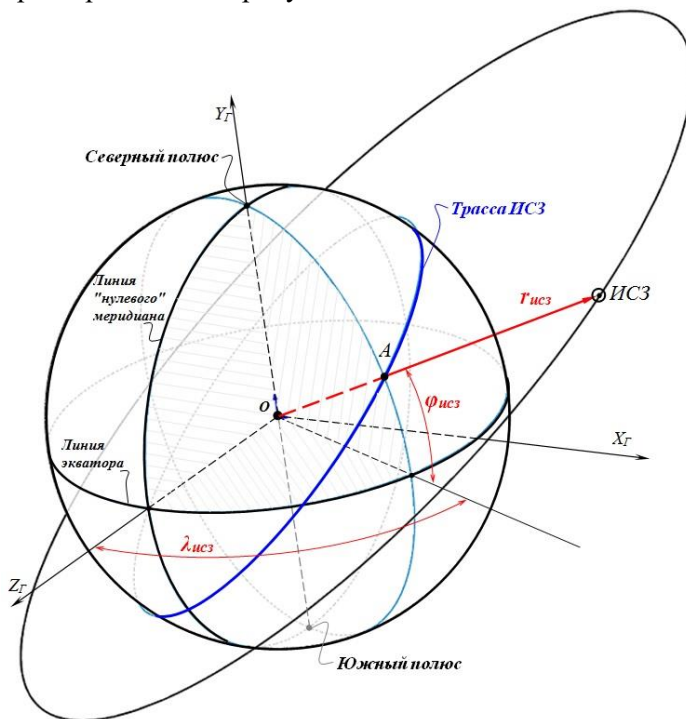


Рис. 1.11. К определению географической системы координат ИСЗ
На рисунке 1.11 показаны следующие обозначения:

$r_{исз}$ – радиус-вектор ИСЗ;

$\varphi_{исз}$ – угол географической широты ИСЗ (угол между радиус-вектором ИСЗ и плоскостью экватора);

$\lambda_{исз}$ – угол географической долготы ИСЗ (угол между текущей плоскостью меридиана ИСЗ и плоскостью нулевого меридиана).

Указанные три координаты образуют искомую полярную систему координат $\{r, \varphi, \lambda\}$.

На практике, для построения двумерных интерактивных карт положения ИСЗ на орбите визуализируют только угловые координаты широты $\varphi_{исз}$ и долготы $\lambda_{исз}$. Подобные интерактивные карты опи-

связают движение подспутниковой точки «А» (см. рис. 1.11) по «следу орбиты» на поверхности Земли. Данный «след орбиты» является линией пересечения поверхности Земли и плоскости орбиты и называется **трассой полёта ИСЗ**.

Для расчета текущих широты и долготы ИСЗ можно использовать следующие выражения [1]:

$$\begin{cases} \varphi_{исз}(t) = \arcsin\left(\sin i \cdot \sin\left(\frac{2\pi}{T} \cdot t\right)\right); \\ \lambda_{исз}(t) = \lambda_{\Omega} + \arctg\left(\cos i \cdot \operatorname{tg}\left(\frac{2\pi}{T} t\right)\right) - \omega_3 \cdot t + \Delta\lambda_{\Omega} \cdot \frac{t}{T}, t \in [t_n, t_k], \end{cases} \quad (1.24)$$

где $\varphi_{исз}(t)$ – широта текущего положения ИСЗ (может изменяться от минут 90^0 южной широты до плюс 90^0 северной широты); $\lambda_{исз}(t)$ – долгота текущего положения ИСЗ (может изменяться от 0^0 до плюс 360^0); i – угол наклона плоскости орбиты; T – период обращения ИСЗ; ω_3 – угловая скорость вращения Земли; λ_{Ω} – начальное значение долготы подспутниковой точки; $\Delta\lambda_{\Omega}$ – изменение долготы восходящего узла орбиты за один виток; t – текущее время, отсчитываемое от момента начала движения.

Пример двухмерного представления трасы полёта международной космической станции (МКС) приведен на рисунке 1.12.

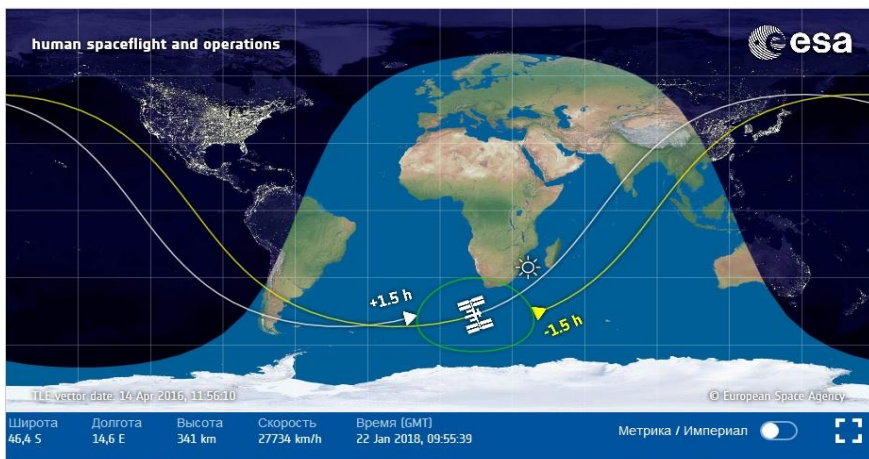


Рис. 1.12. Трасса полета МКС [2]

На рисунке 1.12 вертикальные линии сетки отражают масштаб по долготе, а горизонтальные линии сетки – масштаб по широте. Сдвиг линии трассы ИСЗ происходит за счет того, что Земля вращается со своей угловой скоростью и за каждый виток происходит смещение по долготе.

2 ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В НАУЧНЫХ И НАРОДНО-ХОЗЯЙСТВЕННЫХ ЦЕЛЯХ

2.1 Понятие космический аппарат

Дадим определение понятию – *космический аппарат (КА)*. КА – это общее название технических устройств, используемых для выполнения разнообразных задач в космическом пространстве, а также проведения исследовательских и иного рода работ на поверхности различных небесных тел [3]. То есть КА является частным видом ИСЗ, который содержит в себе следующие признаки:

- имеет техническое устройство (*состоит из составных технических компонентов, к примеру модулей, агрегатов, систем и т.п.*);
- выполняет поставленную человеком задачу (*научно-исследовательскую или практическую*) в космическом пространстве.

Все КА можно условно разделить на следующие виды:

- автоматические околоземные КА;
- автоматические межпланетные КА (станции);
- автоматические зонды планет, комет и астероидов;
- космические корабли;
- орбитальные станции.

Автоматические околоземные КА управляются с помощью бортового оборудования, которое получает радиокоманды с наземных пунктов управления и выдает команды управления другим бортовым приборам в автоматическом режиме. Человек на борту такого КА отсутствует.

Автоматические межпланетные КА отличаются от околоземных тем, что движутся по межпланетным траекториям.

Автоматические зонды планет отличаются тем, что могут выполнять задачи: входа в атмосферу других планет; совершения посадки; движения по поверхности планеты.

Пилотируемые КА предназначены для транспортировки людей в космическом пространстве (*доставки космонавтов на орбиту Зем-*

ли, на МКС, на Луну, с орбиты на поверхность Земли). Для пилотируемых КА часто используется альтернативное название – *космический корабль (КК)*. Как правило, частью космического корабля является – *спускаемый аппарат*, который отделяется во время посадки. В некоторых случаях космический корабль приземляется целиком посредством аэродинамического планирования (к примеру, КК «Буран», КК «Спейс Шаттл»).

Орбитальные станции предназначены для проведения различных научных экспериментов с участием человека в околоземном космическом пространстве на длительном интервале времени (*годы*). Орбитальные станции, как правило, состоят из множества обитаемых модулей, имеют в своем составе стыковочные узлы для других орбитальных модулей и космических кораблей.

Проектирование различных видов КА, в целом, включает в себя решение однотипных проектных задач, но имеются различия, связанные, к примеру, с формированием состава бортового оборудования, проектными моделями движения КА и т.п. В настоящем учебном пособии основное внимание уделяется вопросам, связанным с проектированием автоматических околоземных КА.

2.2 Задачи исследования Земли с помощью автоматических космических аппаратов

В данном разделе рассмотрим наиболее известные задачи, решаемые с помощью околоземных автоматических КА. Среди этих задач можно выделить:

- исследование гравитационного поля Земли;
- исследование электромагнитного поля Земли;
- исследование геологии земной поверхности;
- исследование океанов и морей на земной поверхности;
- исследование верхних слоев атмосферы Земли и др.

2.2.1 Орбиты для автоматических космических аппаратов исследования Земли

При выборе параметров орбиты автоматического КА для исследования Земли, в первую, очередь учитывают следующие факторы:

- с увеличением расстояния от Земли менее различимыми становятся воздействия её фундаментальных физических полей (*уменьшается сила гравитации, падает напряженность электромагнитного поля и т.п.*);

- с увеличением расстояния от Земли все менее заметным становится наличие её остаточной атмосферы (*условной границей наличия верхних слоёв атмосферы считаются высоты от поверхности порядка 1000 км*).

- с увеличением расстояния от Земли уменьшается детальность наблюдения земной поверхности (*в целом для любой аппаратуры наблюдения*);

- на высотах от 1000 км присутствуют «радиационные пояса Земли» (*слои, содержащие ионизированные частицы материи с высокой энергией*), которые могут приводить к помехам в работе электронного бортового оборудования и выходу его из строя;

- на «гипер» низких орбитах с высотами менее 300 км заметное влияние оказывает остаточная атмосфера Земли (*КА под действием атмосферного сопротивления замедляется, постепенно уменьшаются высота орбиты, спутник сгорает в плотных слоях*);

- на низких орбитах диапазон доступных широт для наблюдения $\{\varphi_{\min}, \varphi_{\max}\}$ сопоставим с углом наклона орбиты (*к примеру, если наклонение орбиты $i = i_{fixe}$, то диапазон доступных широт для наблюдения будет $\Delta\varphi = \{-i_{fixe}, +i_{fixe}\}$*).

Соответственно, для осуществления глобального (*в широком диапазоне географических широт $\Delta\varphi$*) наблюдения Земли наиболее

подходящими являются орбиты с околополярным наклонением ($i \rightarrow 90^\circ$) лежащие в диапазоне высот от 300 км до 1000 км.

На рисунке 2.1 приведена схема, характеризующая диапазон высот орбит, подходящих для размещения на них КА исследования Земли.

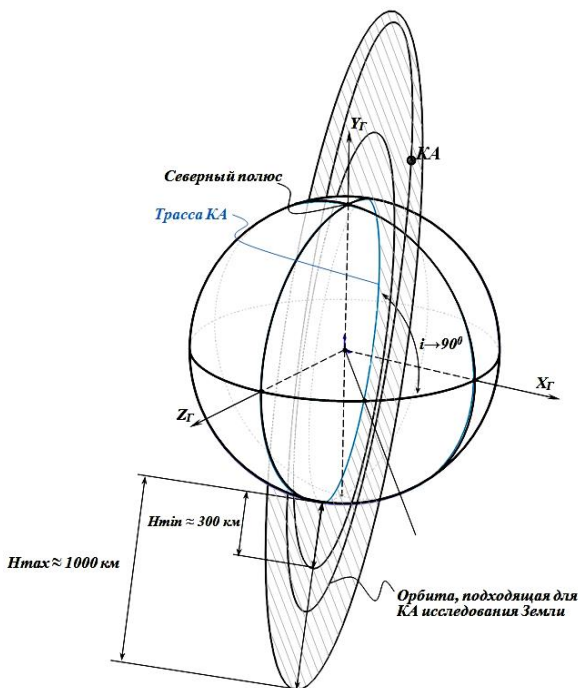


Рис. 2.1. Диапазон орбит, подходящих для КА исследования Земли

2.2.2 Описание исследовательских задач и примеры их реализации

А) Исследование гравитационного поля Земли

Исследование гравитационного поля Земли требуется, в первую очередь, для разработки трёхмерной модели геометрической формы Земли (*земного геоида*). Дело в том, что Земля не является идеальной сферой (см. рис. 2.2 б): приплюснута у полюсов; местами имеет ровные материковые плиты; океанские впадины; высокие

нагорья на стыке материков. Все это приводит к тому, что присутствуют отклонения гравитационного поля Земли от гравитационного поля идеальной сферы. Измеряя данные отклонения (*возмущения*) можно построить рельефную модель земного геоида. Гравитационные возмущения также вызывают различные движения в слоях материков (*к примеру, землетрясения*) и слоях океанов (*к примеру, цунами*). С помощью космических измерений гравитационных возмущений можно осуществлять прогнозирование землетрясений и цунами.

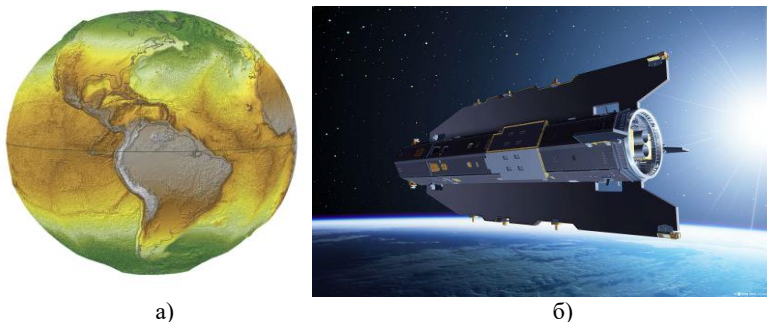


Рис. 2.2 – Иллюстрация исследования гравитационных полей Земли: пример модели земного геоида (а); КА «GOCE» (б)

На рисунке 2.2 (б) показан внешний облик КА Европейского космического агентства (*ЕКА*) «*GOCE*», являющийся одним из примеров изучения гравитационного поля Земли. Миссия КА осуществлялась в период с марта 2009 года по ноябрь 2013 года. Срок активного существования спутника составил 3,5 года. Результатом миссии является карта гравитационного поля Земли, составленная с высокой точностью до $10^{-13}g$. Также во время миссии КА «*GOCE*», впервые, из космоса было зафиксировано землетрясение в Японии 11 марта 2011 года, которое послужило причиной ядерной катастрофы на атомной электростанции «Фукусима-1» [4].

Б) Исследование электромагнитного поля Земли

Исследование электромагнитного поля Земли требуется для построения его точной модели описания с помощью различных параметров поля. Дело в том, что на «больших» высотах (*порядка $6 \div 7$*

радиусов Земли) можно использовать аналитические математические модели дипольного электромагнитного поля. На «малых» расстояниях (*низкие орбиты*) электромагнитное поле искажается под влиянием магнитных аномалий. Соответственно, актуальной является разработка точной глобальной модели электромагнитного поля Земли, основанной на обработке данных космических измерений, с учетом всех аномалий.

Примером исследования электромагнитного поля Земли является космическая орбитальная группировка из КА «Swarm» (ЕКА). Миссия состоит из трёх КА на различных полярных орбитах высотой от 460 до 530 км. Первоначально два КА выведены на орбиту высотой 460 километров, затем они постепенно снизятся до 300 километров. Третий КА выведен на более высокую орбиту высотой 530 километров. На рисунке 2.3 приведена иллюстрация с внешним обликом КА «Swarm».



Рис. 2.3 – Иллюстрация внешнего облика КА «Swarm» [5]

В) Исследование геологии земной поверхности и исследование океанов, морей

В большей степени решаются путём космической съёмки с помощью различной космической аппаратуры наблюдения (*к примеру, оптической или радиолокационной*).

В настоящее время на околоземных орбитах функционирует большое количество автоматических КА, осуществляющих глобаль-

ную съемку земной поверхности. В числе подобных КА и самарские спутники, создаваемые в АО «Ракетно-космический центр «Прогресс» (КА «Ресурс-ДК», КА «Ресурс-П», КА «АИСТ-2Д»). На рисунке 1.16 показан внешний облик КА «Ресурс-ДК» и КА «Аист-2Д».

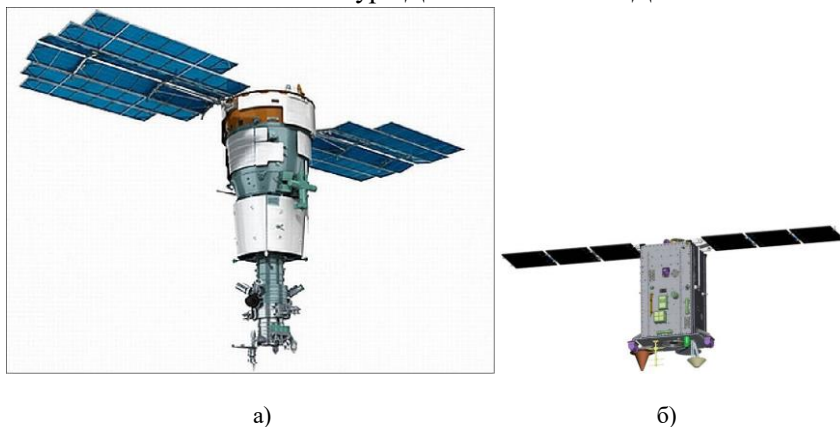


Рис. 2.4 – Внешний облик КА «Ресурс-ДК» (а) и КА «Аист-2Д» (б) [6]

Изображения земной поверхности, получаемые с помощью КА, также могут использоваться для решения народно-хозяйственных задач. Более подробно аспекты народно-хозяйственного применения космической съемки земной поверхности рассмотрим в разделе 2.5.

Г) Исследование верхних слоев атмосферы Земли

Подобное исследование представляет интерес как для более точного прогнозирования движения низкоорбитальных КА, так и для ученых климатологов в плане построения моделей изменения климата, опирающихся частично на динамику верхней атмосферы Земли. Современные динамические модели остаточной атмосферы Земли (состава, плотности и др.) составляются на основе спектрометрических измерений с локальных районов земной поверхности и не обладают достаточным объемом статистических измерений для составления точных глобальных моделей верхней атмосферы Земли.

В настоящее время развиваются проекты глобального измерения параметров верхней атмосферы Земли с помощью КА, расположенных на околополярных низких орбитах.

2.3 Задачи исследования космоса с помощью автоматических космических аппаратов

2.3.1 Задачи исследования «дального» космоса

Одним из направлений развития космонавтики является создание астрономических обсерваторий (*т.е. средств наблюдения за звездами и межзвездным пространством*), размещенных на автоматических КА.

Астрофизические исследования дальнего космоса осуществляются с помощью различных спектрометрических устройств (*к примеру, оптических телескопов или радиотелескопов*).

Для эффективного функционирования астрофизических телескопов кроме характеристик самой аппаратуры важным является максимальное увеличение непрерывного времени наблюдения за космическими объектами (*к примеру, звёздами*) без внешних помех. Поэтому наземные астрофизические обсерватории размещают в горах, над облачным покровом низких слоёв атмосферы. Время наблюдения за каким-либо космическим объектом при этом ограничено продолжительностью тёмного времени суток.

В космическом пространстве атмосфера Земли уже не мешает астрофизическим наблюдениям. Но КА на орбите может совершать большое количество витков вокруг Земли за одни сутки (*на низких орбитах до 15 витков за сутки*), т.е. время непрерывного наблюдения за выбранной звездой небольшое (*за это время нужно успеть сориентировать телескоп на звезду и провести достаточный объем наблюдений*).

Перед разработчиками космических астрофизических обсерваторий постоянно возникает противоречивый выбор:

- или разместить КА близко к Земле (*на низкой орбите*), но при этом усложнить системы ориентации телескопа на космические объекты;

- или разместить КА на большом удалении от Земли (*при этом требования к системам ориентации телескопа на космические объ-*

екты сравнительно ниже), но возникает проблема доставки спутника на удаленную орбиту.

Рассмотрим два варианта орбит, используемых для размещения астрофизических космических обсерваторий.

А) Размещение космических астрофизических обсерваторий на высокоэллиптических околоземных орбитах

Если разместить КА на высокоэллиптической орбите, то согласно второму закону Кеплера, спутник большую часть времени будет двигаться в области апогея и меньшую часть времени в области перигея. Соответственно, если разместить перигей орбиты в направлении ближе к Солнцу, а апогей в направлении от Солнца к звездам, то можно увеличить время непрерывного наблюдения за космическими объектами.

На рисунке 2.5 приведена иллюстрация размещения КА на высокоэллиптической околоземной орбите.

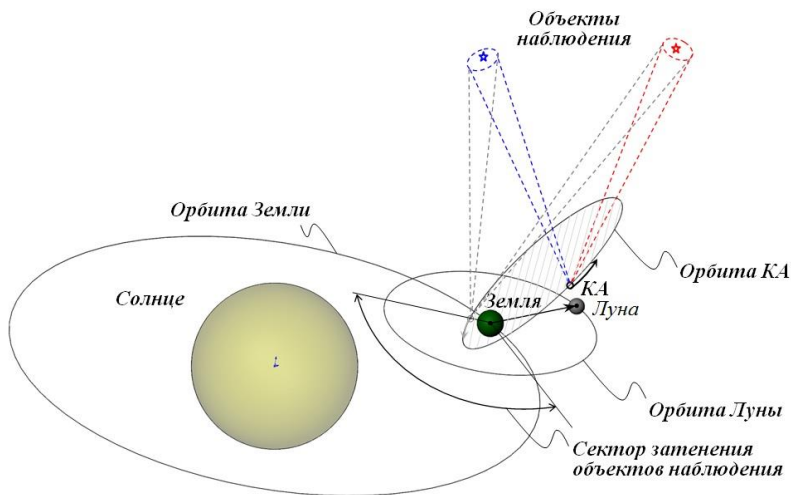


Рис. 2.5. Размещение космической астрофизической обсерватории на околоземной высокоэллиптической орбите

Б) Размещение космических астрофизических лабораторий в точке либрации L_2

Желательным является вариант расположения космических астрофизических обсерваторий в точке либрации L_2 , (орбитальный

период в данной точке приблизительно равен орбитальному периоду обращения Земли вокруг Солнца). На рисунке 2.6 приведена схема размещения КА в точке либрации L_2 .

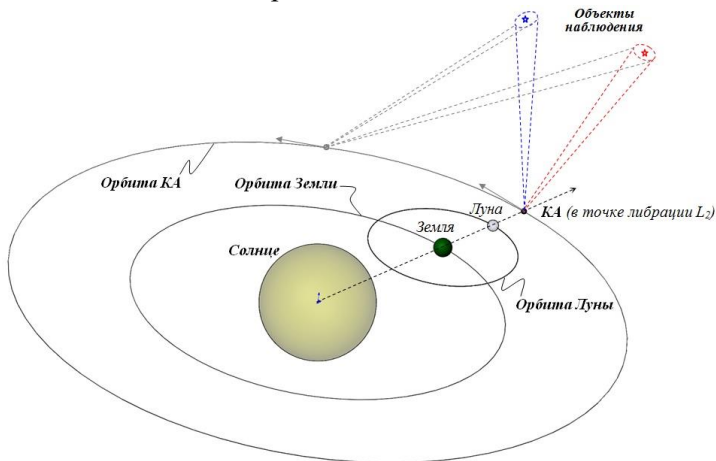


Рис. 2.6. Размещение космической астрофизической обсерватории на селеноцентрической орбите

Следует отметить, что точка либрации L_2 лежит за пределами орбиты Луны и для доставки КА потребуются более дорогая тяжелая ракета космического назначения.

В) Примеры решения задач исследования «дальнего» Космоса с помощью автоматических КА

1. КА «Хаббл» национального космического агентства США (NASA) запущен 24 апреля 1990 года, размещается на низкой около-круговой орбите высотой 570 км с наклоном $28,5^{\circ}$. Масса КА порядка 11000 кг.

За годы работы на околоземной орбите КА «Хаббл» получил 1 млн. 22 тыс. изображений небесных объектов – звёзд, туманностей, галактик, планет. Более 3900 астрономов получили возможность ис-

пользовать его для наблюдений. Внешний облик КА «Хаббл» показан на рисунке 2.7.



Рис. 2.7. Внешний облик КА «Хаббл» [3]

2. КА «Кеплер» (NASA) запущен 6 марта 2009 года, размещается на селеноцентрической орбите (в окрестностях точки либрации L_2). Масса КА порядка 1030 кг.

КА «Кеплер» совершенно не похож на КА «Хаббл». КА «Кеплер» вращается вокруг Солнца и нацелен на определённый участок неба -вдоль касательной к нашему рукаву Галактики «Млечный путь», примерно перпендикулярно направлению к её центру, но чуть выше плоскости Галактики. Телескоп непрерывно отслеживает этот участок, находя экзопланеты по изменениям интенсивности звезды [3].

По результатам деятельности КА подтверждена природа более 1000 планет из около 4700 кандидатов. Внешний облик КА «Кеплер» показан на рисунке 2.8.

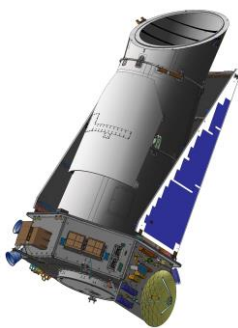


Рис. 2.8. Внешний облик КА «Кеплер» [3]

3. КА «Спектр-Р» (Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина, Россия) запущен 6 июля 2011 года, размещается на высокоэллиптической околоземной орбите с параметрами: высота в перигее 600 км; высота в апогее 330000 км; наклонение орбиты порядка 51° . Масса КА порядка 3850 кг.

КА «Спектр-Р» оснащен радиотелескопом и является частью астрофизической системы наблюдения «Радиоастрон». За время своего существования проект «Радиоастрон» установил несколько рекордов: стал самым масштабным научным инструментом в истории человечества; превзошел мировые достижения по угловому разрешению; база интерферометра системы составляет 350 тыс. км; был занесен в книгу Гиннеса. Внешний облик КА «Спектр-Р» показан на рисунке 2.9.

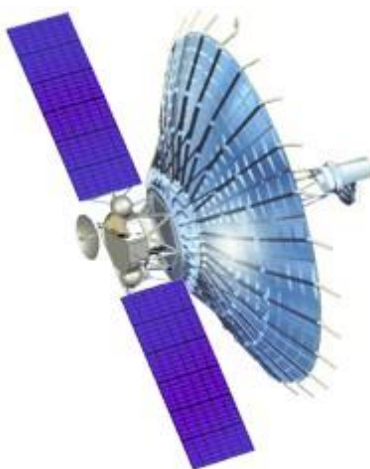


Рис. 2.9. Внешний облик КА «Спектр-Р» [3]

2.3.2 Задачи исследования Солнечной системы

Отдельное внимание уделим задачам исследования космических тел Солнечной системы (*Солнца, планет, спутников планет, астероидов, комет*). Эти задачи решаются как методами дистанционного наблюдения, так и с помощью межпланетных перелётов и посадок на поверхности космических тел. Рассмотрим некоторые из частных задач исследования солнечной системы.

А) Наблюдение за Солнцем из точки либрации L_1

Для исследования Солнца используются космические обсерватории, вектор наблюдения которых направлен на Солнце. Желательным является вариант расположения космической солнечной обсерватории в точке либрации L_1 . Схема размещения КА в точке L_1 показана на рисунке 2.10.

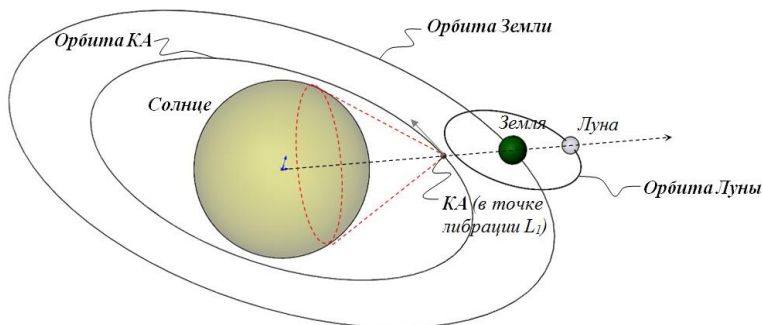


Рис. 2.10. Размещение космической солнечной обсерватории в точке L_1

Примером реализации описанной задачи является КА «*SOHO*» (NASA). Запущен 2 декабря 1996 года, в точку либрации L_1 . Основной задачей аппарата является изучение Солнца. Приборы аппарата в автоматическом режиме собирают информацию о состоянии солнечной атмосферы, глубинных слоях Солнца, солнечном ветре и об активности солнечной короны. Помимо основной задачи по наблюдению за Солнцем, анализ полученных с помощью КА снимков позволил открыть большое количество околосолнечных комет. Внешний облик КА «*SOHO*» показан на рисунке 2.11.

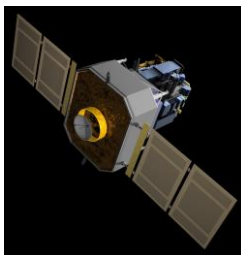


Рис. 2.11. Внешний облик КА «*SOHO*» [3]

Б) Межпланетные перелёты с целью доставки автоматических КА на орбиту Марса

Одним из вариантов изучения планет солнечной системы является доставка автоматических КА на орбиту этих планет. После доставки КА к планете он решает задачи исследования, подобные задачам исследования Земли (*измерение физических полей, наблюдение поверхности*).

В настоящее время наибольшее внимание уделяется исследованию планеты Марс в рамках подготовки будущего пилотируемого полета.

Для доставки автоматического КА на орбиту Марса требуется совершение маневров приращения скоростей (*изменения параметров орбит*). На рисунке 2.12 приведена упрощенная схема перелёта на орбиту Марса.

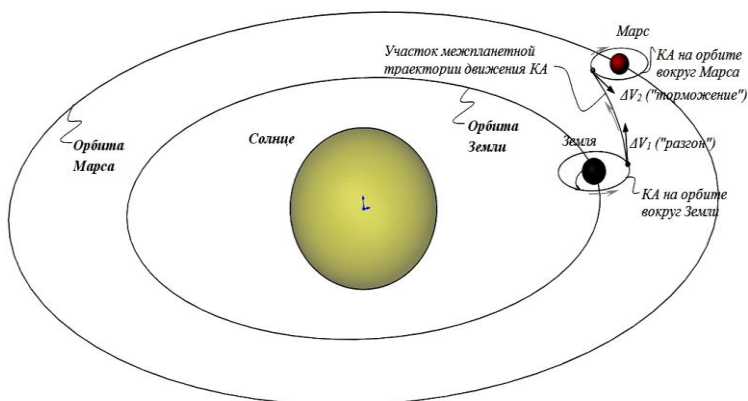
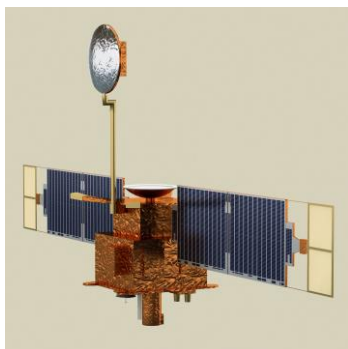
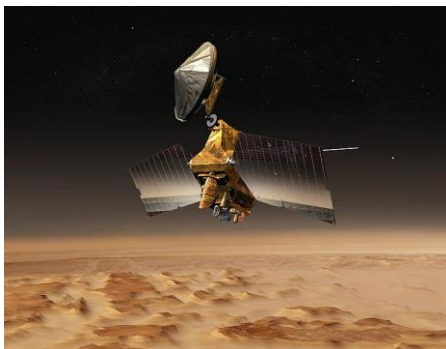


Рис. 2.12. Упрощенная схема перелёта на орбиту Марса

К настоящему моменту на орбиту Марса для проведения исследований было доставлено несколько автоматических КА, среди них можно отметить КА «*Mars Global Surveyor*» (НАСА) и КА «*Mars Reconnaissance Orbiter*» (НАСА). Указанные КА проводили дистанционное наблюдение поверхности и атмосферы планеты. Внешний облик этих КА показан на рисунке 2.13.



а)



б)

Рис. 2.13. Внешние облики: КА «Mars Global Surveyor» (а); КА «Mars Reconnaissance Orbiter» (б) [3]

В) Зонды и планетоходы

В ряде случаев, после доставки на орбиту планеты (*спутника планеты, астероида, кометы*) осуществляется спуск части автоматического КА. Спускаемую часть можно назвать *космическим зондом планеты*. Целью зондов является измерение параметров физических полей и атмосферы планеты. Некоторые зонды совершают мягкую посадку на поверхность планеты (*астероида, кометы, спутника*) и проводят измерения её параметров в зоне посадки.

В изучении Луны и Марса использовались зонды, способные передвигаться по поверхности планеты (*спутника*). Такие зонды получили особое название – *планетоходы (марсоходы и луноходы)*.

Ниже приведем примеры успешных миссий зондирования планет, спутников, астероидов в последних двух десятилетиях.

1. *КА-зонд «Мессенджер» (NASA)* для исследования Меркурия. Был запущен 3 августа 2004 года. 18 марта 2011 года КА благополучно вышел на орбиту Меркурия. Полёт завершился 30 апреля 2015 года, когда КА-зонд упал на Меркурий.

В период с 2011 по 2015 годы КА вращался на орбите Меркурия и выполнял дистанционное исследование планеты. В процессе падения на поверхность планеты проводились измерения её параметров. Последнее изображение, полученное от *КА-зонда «Мессенджер»*, получено с высоты 1 км от поверхности Меркурия. Внешний облик КА приведен на рисунке 2.14.

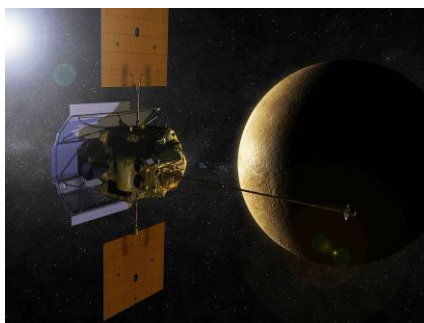


Рис. 2.14. Внешний облик КА «Мессенджер» [3]

2. Марсоход «Кьюриосити» (NASA) был запущен 26 ноября 2011 года. Совершил мягкую посадку на поверхность Марса – 6 августа 2012 года. С августа 2012 года по январь 2017 года прошёл 15,26 км, проведя большое количество научных измерений. Внешний облик марсохода показан на рисунке 1.27.

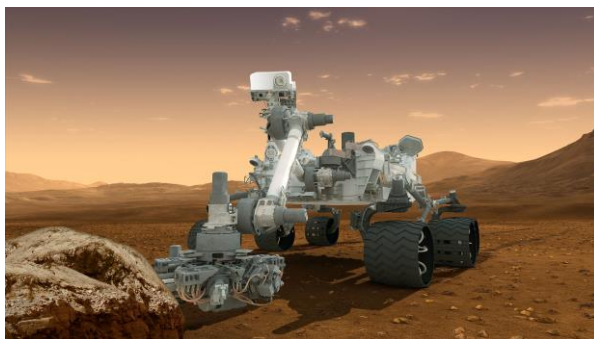


Рис. 2.15. Внешний облик марсохода «Кьюриосити» [3]

3. КА-зонд «Розетта» (NASA, EКА) для исследования кометы Чурюмова-Герасименко. КА был запущен 2 марта 2004 года, вышел на орбиту кометы и совершил первую в мире мягкую посадку на её поверхность 12 ноября 2014 года. Научные результаты миссии расширили знания о кометах подобной группы. Внешний облик КА-зонда «Розетта» показан на рисунке 2.16.



Рис. 2.16. Внешний облик КА-зонда «Розетта» [3]

4. Зонд «Гюйгенс» был запущен 15 октября 1997 года в составе автоматического КА «Кассини-Гюйгенс» для изучения Титана (*спутника планеты Сатурн*). 1 июля 2004 года после торможения КА вышел на орбиту спутника Сатурна. 25 декабря того же года Зонд «Гюйгенс» отделился от орбитальной части и 14 января 2005 года вошёл в атмосферу Титана, совершив мягкую посадку на его поверхность. КА «Кассини» – первый искусственный спутник Сатурна. Зонд «Гюйгенс» – первый аппарат, который совершил мягкую посадку во внешней солнечной системе. На рисунке 2.17 показан внешний облик КА «Кассини-Гюйгенс».



Рис. 2.17. Внешний облик КА-зонда «Кассини-Гюйгенс» [3]

2.4 Научные эксперименты в околоземном космическом пространстве

Отдельно можно выделить еще одно направление научных задач, решаемых в космическом пространстве: научные эксперименты. Как правило, это эксперименты над различными материалами (*технологические эксперименты*) или биологическими организмами (*биологические эксперименты*).

Научные технологические эксперименты в околоземном космическом пространстве (*к примеру, наблюдение за поведением материалов в невесомости и вакууме*) могут осуществляться как на специализированных КА (*к примеру, КА класса «Фотон», АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара, Россия*) или на КА, решающих другие задачи (*экспериментальное оборудование устанавливается на борт как дополнительное*).

Научные биологические эксперименты (*к примеру, наблюдение за поведением биологических организмов в космосе*) осуществляется на борту различных космических лабораторий (*к примеру, КА класса «Бион», АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара, Россия*).

В настоящее время на околоземной орбите размещена универсальная космическая лаборатория *«Международная космическая станция»*, на которой проводятся различные научные технологические и биологические эксперименты.

Следует упомянуть, что межпланетные пилотируемые миссии (*к примеру, лунная программа «Аполлон», США, 1960е-1970е годы*) также являются научными экспериментами, хотя в рамках этих миссий решаются и другие виды задач (*космическая транспортная задача и др.*).

Ниже приведено описание некоторых специализированных КА и космических станций для проведения научных экспериментов в околоземном космическом пространстве.

1. *Международная космическая станция (МКС)* используется как многоцелевой космический исследовательский комплекс. МКС располагается на околокруговой орбите с высотой 415 км и наклоном $51,6^{\circ}$. Общая масса станции составляет порядка 417 тонн, жилой объем порядка 916 м^3 . Состоит из множества сегментов, созданных в разных странах мира (*России, США и др.*). Внешний облик МКС показан на рисунке 2.18.



Рис. 2.18. Внешний облик МКС (по состоянию на 2017 год) [3]

2. Автоматический КА класса «Фотон» применяется для технологических и научных исследований. Основными направлениями экспериментов являются: исследования физико-технических основ космической технологии и космического производства; отработка технологических процессов и установок; экспериментальное получение материалов и веществ в условиях космического полета; проведение биотехнологических экспериментов.

По состоянию на 2017 год, последним летавшим КА данного класса является КА «Фотон-М4». Был запущен 18 июля 2014 года на орбиту с параметрами $252\text{км} \times 531\text{км}$, наклоном 64° . Срок существования составил 60 суток. Масса КА составляет 6840 кг. По окончании миссии на Землю вернулся спускаемый аппарат с научным оборудованием и полученными результатами экспериментов.

Внешний облик КА «Фотон-М4» показан на рисунке 2.19.

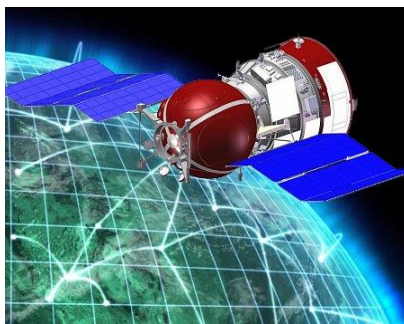


Рис. 2.19. Внешний облик КА «Фотон-М4» [3]

3. Автоматический КА класса «Бион» применяется для биологических исследований. КА класса «Бион» имеют технические характеристики, схожие с характеристиками КА класса «Фотон», но внутри спускаемого аппарата размещается оборудование для проведения биологических экспериментов и контейнеры с биологическими организмами (земноводные, грызуны, обезьяны и др.).

На рисунке 2.20 приведены иллюстрации КА класса «Бион».

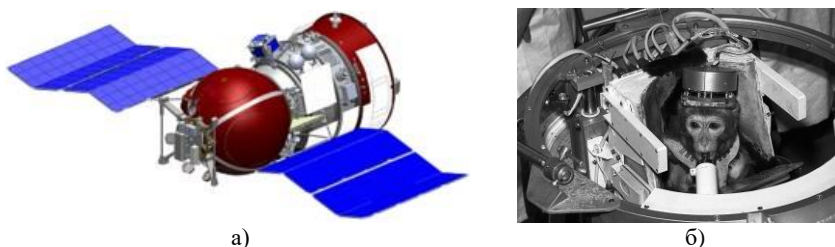


Рис. 2.20. КА класса «Бион»: Внешний облик КА «Бион-М1» (а); размещение макаки на борту КА «Бион-9» [3]

2.5 Дистанционное зондирование Земли с помощью автоматических космических аппаратов в народно-хозяйственных целях

Большое количество околоземных автоматических КА, оснащенных аппаратурой наблюдения за поверхностью суши и океанов Земли, кроме решения научных задач, используется в практических народно-хозяйственных целях.

Такие автоматические КА также принято называть КА дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ).

Среди задач, имеющих ощутимую практическую народно-хозяйственную значимость в настоящее время, можно выделить:

- картография (*составление детальных географических карт населенных и ненаселенных областей с учетом антропогенных факторов изменения местности*);
- метеорология (*мониторинг состояния атмосферы заданных районов Земли с целью составления прогнозов погоды и климата*);

- оперативное наблюдение локальных районов Земли (*особенно актуально для решения оперативных военно-разведывательных задач*) и др.

2.5.1 Качества космической информации наблюдения земной поверхности

Введем некоторые понятия, необходимые для изучения последующих материалов.

Космическая информация наблюдения – это изображения поверхности Земли, полученные с помощью аппаратуры наблюдения, размещенной на борту КА.

Качество информации наблюдения – мера оценки полученной информации, позволяющая отличить её от другой подобной информации (*к примеру, время получения одной информации составляет 1 час, а другой информации – 5 часов*).

Рассмотрим некоторые важные качества космической информации наблюдения.

А) Линейное разрешение на местности

Линейное разрешение на местности – это величина, которая характеризует размер наименьших объектов, различимых на полученном изображении. К примеру, на земной поверхности расположен объект, который представляет собой четыре плоские плиты размером $2m \times 2m$ (см. рис. 2.21).

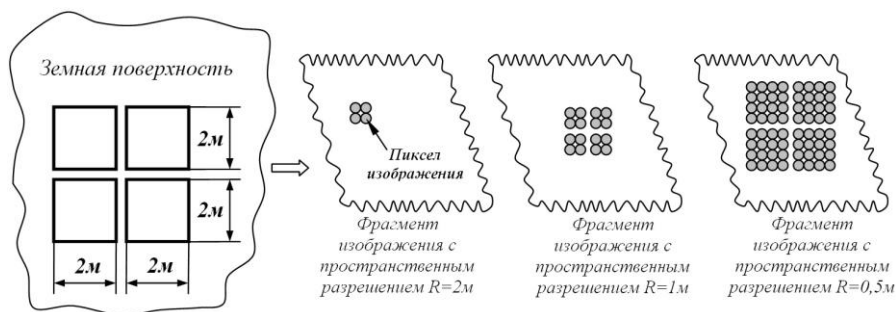


Рис. 2.21. Линейное разрешение на местности

При пространственном разрешении $R=0,5\text{ м}$ (см рис. 2.21) на изображении объект будет хорошо различим (*изображение каждой из 4-х плит состоит из 16 точек-пикселей*). При детальности $R=1\text{ м}$ на изображении объект будет различим, но в 2 раза хуже (*изображение каждой из 4-х плит будет состоять из 4 пикселей*). При детальности $R=2\text{ м}$ изображение всего наземного объекта будет представлять четыре пикселя. При пространственном разрешении $R > 4\text{ м}$ мы уже не сможем различить черты объекта на изображении земной поверхности.

Пространственное разрешение зависит как от характеристик самой аппаратуры наблюдения, так и от её удаленности от объекта наблюдения (*в частности, от высоты орбиты КА*). Детальность наблюдения является важным качеством для всех указанных народно-хозяйственных задач. Следует отметить, что в последние десятилетия наблюдается рост потребности в получении высоко детальной информации наблюдения.

Б) Спектрональность наблюдения

Это качество связано с количеством участков (зон) спектра наблюдаемых электромагнитных волн, отраженных от объекта наблюдения (*ОН*).

Если аппаратура наблюдения не способна различать участки наблюдаемого спектра электромагнитных волн (*регистрирует в режиме, либо есть отраженная электромагнитная волна от ОН, либо её нет*), то получаемое от этой аппаратуры изображение называется **панхроматическим** (*двухцветным*). Самым близким аналогом панхроматических изображений являются черно-белые фотографии.

Если аппаратура наблюдения способна различать участки оптического диапазона спектра электромагнитных волн, соответствующие основным цветам (*к примеру, чёрный-красный-зеленый-синий*), то получаемое от этой аппаратуры изображение принято называть **мультиспектральным** (*цветным*).

Если аппаратура наблюдения способна различать узкие участки оптического диапазона спектра электромагнитных волн (*к примеру, оттенки красного – оттенки синего – оттенки зеленого и др.*), то получаемое изображение называют **гиперспектральным**.

На рисунке 2.22 схематично показано различие информации по качеству спектрозональности наблюдения.

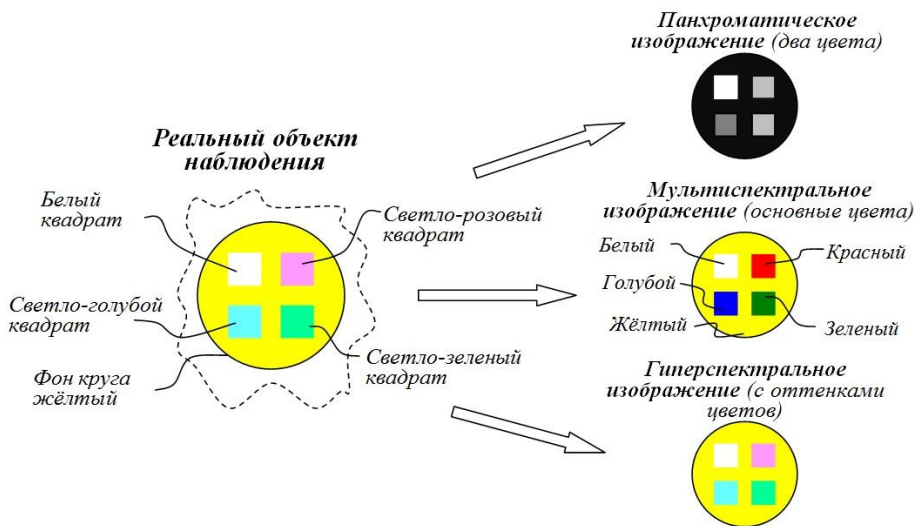


Рис. 2.22. Спектрозональность наблюдения

Следует отметить, что практически все современные КА ДЗЗ оснащены мультиспектральной или гиперспектральной аппаратурой наблюдения.

В) Периодичность наблюдения

Периодичность наблюдения – это показатель, которая характеризует средний временной интервал между двумя последовательными наблюдениями за одним и тем же объектом.

Периодичность наблюдения отдельного КА зависит от характеристик аппаратуры наблюдения и параметров рабочей орбиты, но, как правило, не превышает 1-го или 2-ух раз в сутки. Улучшение периодичности наблюдения достигается за счет одновременного использования нескольких КА ДЗЗ (*орбитальной группировки*)

для наблюдения за выбранным объектом. В момент, когда объект наблюдения располагается вне зоны наблюдения одного КА ДЗЗ, он попадает в зону наблюдения другого КА ДЗЗ. Чем большее количество КА ДЗЗ используется в орбитальной группировке, тем короче временной интервал периодичности наблюдения.

Г) Оперативность наблюдения

Оперативность наблюдения – это мера, которая характеризует средний временной интервал между поступлением заявки на наблюдение за объектом и предоставлением готового изображения потребителю на Земле.

Время доставки информации потребителю складывается из временных затрат:

- на подготовку полётного задания для КА ДЗЗ по наблюдению наземного объекта по заявке потребителя;

- на проведение наблюдения заданного наземного объекта с помощью КА ДЗЗ;

- на пересылку информации наблюдения с борта КА ДЗЗ на наземный пункт приёма информации (напрямую или через спутник-ретранслятор);

- на обработку информации наблюдения и предоставления её потребителю.

В настоящее время для различных народно-хозяйственных задач потребителем предъявляются различные требования к оперативности наблюдения. К примеру, для картографии требуемая периодичность может измеряться годами, а для метеорологии часами.

Наибольшего успеха по оперативности наблюдения с помощью КА ДЗЗ достигли в военной сфере. В период проведения военных операций в локальных районах Ближнего востока с помощью средств космического наблюдения вооруженным силам США предоставлялась информация почти в непрерывном режиме «real-time».

При этом количество задействованных КА ДЗЗ в орбитальной группировке исчислялось десятками.

2.5.2 Примеры реализации космических аппаратов дистанционного зондирования Земли

В настоящее время на орбитах Земли функционируют десятки КА ДЗЗ, решающих различные народно-хозяйственные задачи. Разработчиками этих КА ДЗЗ являются разные страны, даже не имеющие своих средств выведения. Приведем описание лишь некоторых КА ДЗЗ, имеющих высокую детальность наблюдения.

1. КА ДЗЗ «WorldView-2» (США) запущен 8 октября 2009 года на солнечно-синхронную орбиту высотой 770 км, обеспечивающую его прохождение над любым районом Земли каждые $1\div 2$ дня (в зависимости от широты ОН). КА позволяет получать цифровые изображения земной поверхности с детальностью 46 см в панхроматическом режиме и 1,84 м в мультиспектральном режиме при съемке в надир. Масса КА составляет порядка 2800 кг. Внешний облик КА ДЗЗ «WorldView-2» показан на рисунке 1.35.



Рис. 2.23. Внешний облик КА ДЗЗ «WorldView-2» [3]

2) КА ДЗЗ «Ресурс-П2» (Россия) запущен 26 декабря 2014 года на околополярную орбиту высотой порядка 470 км. Позволяет получать цифровые изображения земной поверхности с детальностью 76 см в панхроматическом режиме и 3 м в мультиспектральном режиме при съемке в надиr. Масса КА составляет порядка 6300 кг. Внешний облик КА ДЗЗ «Ресурс-П2» показан на рисунке 2.24.



Рис. 2.24. Внешний облик КА ДЗЗ «Ресурс-П2» [6]

3) КА ДЗЗ « TerraSAR-X» (Германия) был запущен 15 июня 2007 г. на околополярную орбиту высотой 514 км. Радиолокационная аппаратура наблюдения с синтезированной апертурой позволяет выполнять интерферометрическую съемку земной поверхности с детальностью 1 м. Масса КА составляет порядка 1350 кг. Внешний облик КА ДЗЗ «TerraSAR-X» показан на рисунке 2.25.

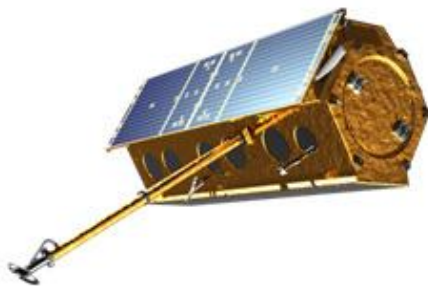


Рис. 2.25. Внешний облик КА ДЗЗ «TerraSAR-X» [3]

4) КА ДЗЗ «АИСТ-2Д» (Россия) был запущен 28 апреля 2016 года на солнечно-синхронную орбиту высотой порядка 485 км. Позволяет получать цифровые изображения земной поверхности с детальностью 1,5 м в панхроматическом режиме и 4,5 м в мультиспектральном режиме при съемке в надир. Масса КА составляет порядка 530 кг. Внешний облик КА ДЗЗ «АИСТ-2Д» показан на рисунке 2.26.



Рис. 2.26. Внешний облик КА ДЗЗ «АИСТ-2Д» [6]

2.6 Обеспечение коммуникаций с помощью автоматических космических аппаратов

Коммуникационные системы предназначены для передачи на расстояние какой-либо информации или материальных объектов от одного субъекта к другим. В более узком смысле, коммуникационными системами называют системы для передачи на расстояние информации (*аналоговой или цифровой*) с помощью различной электроники.

В космическом пространстве можно выделить две задачи, связанные с информационными коммуникациями: обеспечение ретрансляции радиосигналов и навигационное обеспечение.

2.6.1 Обеспечение ретрансляции радиосигналов в космическом пространстве

Для обеспечения ретрансляции радиосигналов с поверхности Земли через околоземное космическое пространство используются автоматические КА, которые называют *спутниками связи*.

Каждый современный спутник связи получает радиосигнал с одной точки земной поверхности, если необходимо усиливает его, и передает в другую точку на Земной поверхности (см. рис. 2.27).

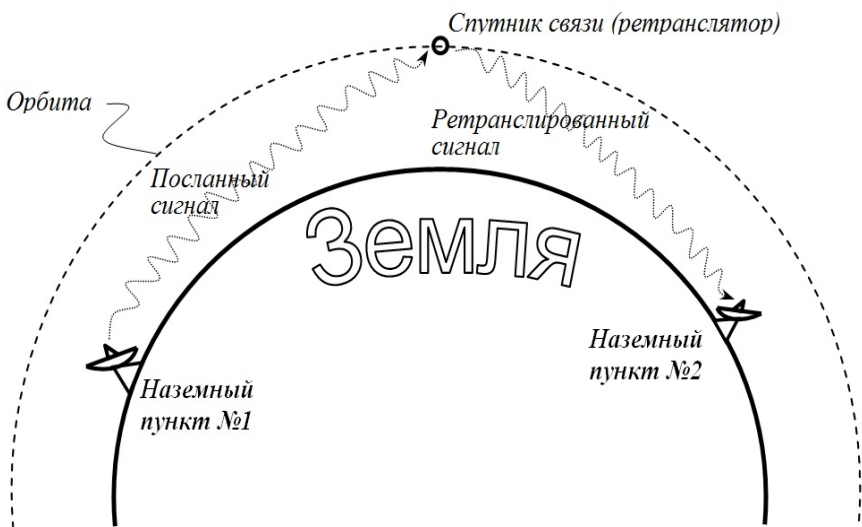


Рис. 2.27. Ретрансляция радиосигнала через спутник связи

Необходимым условием длительной радиосвязи является продолжительное нахождение спутника связи в зоне радиовидимости одного или нескольких наземных пунктов связи.

Первые спутники связи запускались на высокоэллиптические наклонные орбиты. Апогей орбиты находился над областью ретрансляции, т.е. в области апогея КА находился большую часть времени витка и обеспечивал радиосвязь между наземными объектами. Но периодически спутник связи выходил из зоны радиосвязи и улетал в

тень Земли (в область перигея орбиты). Схема размещения спутника связи на высокоэллиптической орбите показана на рисунке 2.28.

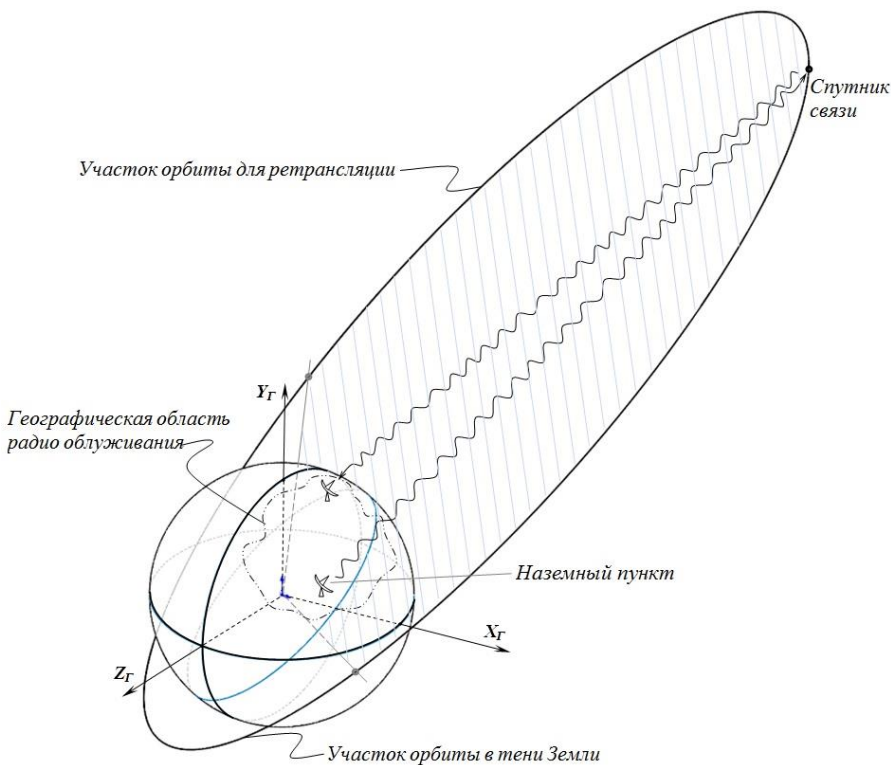


Рис. 2.28. Спутник связи на высокоэллиптической орбите

В настоящее время повсеместно используется цифровая электроника и радиоэлектроника. Поэтому через спутник связи передается уже цифровая информация, которая по содержанию может быть аудиоинформацией, видеоинформацией, текстовой информацией и т.д. Для обеспечения связи пользователей между любыми двумя точками на Земном шаре используются орбитальные группировки спутников связи (несколько спутников приходится на одного оператора связи). Удобной, с точки зрения стационарного нахождения спутника связи в зоне радиовидимости, является **геостационарная орбита** (круговая орбита высотой 36000км и наклоном 0°), на которой период обращения спутника равен периоду обращения Земли (спут-

ник связи как бы висит над одной точкой поверхности). Схема размещения спутника связи на геостационарной орбите показана на рисунке 2.29.

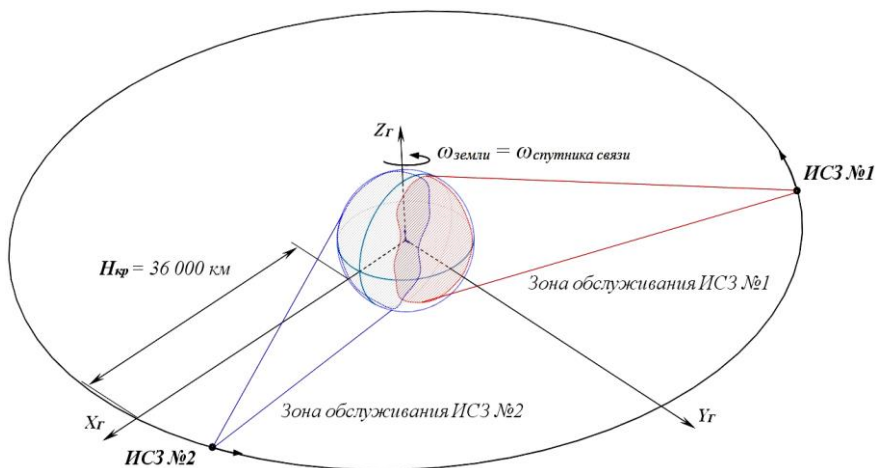


Рис. 2.29. Спутник связи на геостационарной орбите

Как правило, для доставки спутников связи на высокую геостационарную орбиту требуются ракеты-носители тяжелого класса, так как на опорную орбиту вместе с КА выводится разгонный блок с запасами топлива для полета до рабочей орбиты. Тем не менее каждый год на геостационарную орбиту выводятся по несколько КА для обеспечения связи в народно-хозяйственных целях (*телевидение, интернет и др.*).

Приведем примеры эксплуатируемых, в настоящее время, отечественных спутников связи народно-хозяйственного назначения.

1. КА серии «Экспресс-АТ» (АО «Информационные спутниковые системы им. Академика М.Ф. Решетнева», Россия) были запущены 16 марта 2014 года на геостационарную орбиту. Масса КА на рабочей орбите составляет около 1250 кг. Основной задачей КА «Экспресс-АТ» является телевизионная ретрансляция. Внешний облик КА «Экспресс-АТ» показан на рисунке 2.30.

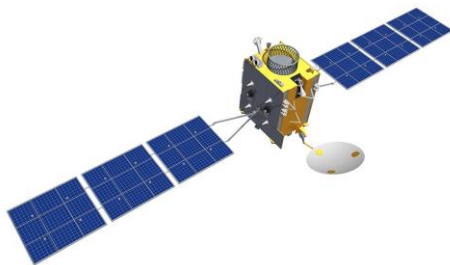


Рис. 2.30. Внешний облик КА «Экспресс-АТ» [3]

2. КА «Экспресс-АМ6» (АО «Информационные спутниковые системы им. Академика М.Ф. Решетнева», Россия) был запущен 21 октября 2014 года на геостационарную орбиту. Масса КА на рабочей орбите составляет 1250кг. Спутник предназначен для предоставления пакета мультисервисных услуг (*цифровое телерадиовещание, телефония, видеоконференцсвязь, передача данных, доступ к сети Интернет*). Внешний облик КА «Экспресс-АМ6» показан на рисунке 2.31.



Рис. 2.31. Внешний облик КА «Экспресс-АМ6» [3]

2.6.2 Спутниковая навигация

Одной из частных задач коммуникаций, решаемых с помощью КА, является задача обеспечения навигации для объектов, движущихся по поверхности Земли или в околоземном пространстве.

Задача навигации – это задача информирования движущегося объекта о текущих координатах его центра масс в геоцентрической системе координат. Посредством математических вычислений также можно вычислить текущие скорости движения данного движущегося объекта. К примеру, для летящего самолета с помощью системы спутниковой навигации можно получить информацию о текущих координатах, высоте и скорости полета.

Схема, поясняющая принцип определения координат точки в трехмерном пространстве, показана на рисунке 2.32. Допустим, что в пространстве XYZ есть точка « O », координаты которой требуется определить. Также в пространстве есть точки-маркеры « 1 », « 2 », « 3 », координаты которых мы знаем (r_1, r_2, r_3). Также мы можем измерить расстояния между точкой « O » и точками « 1 », « 2 », « 3 », т.е. $\Delta r_1, \Delta r_2, \Delta r_3$.

Если использовать только первую точку-маркер « 1 », то измерив расстояние между точками Δr_1 , мы не сможем однозначно определить координаты точки « O », так как такое же расстояние $\Delta r_1' = \Delta r_1$ может иметь любая точка на сфере 1 (см. рис. 1.44).

Если использовать вторую точку-маркер « 2 », то измерив расстояние Δr_2 (см. рис. 1.44), мы опять однозначно не можем определить координаты точки « O », так как такое же расстояние $\Delta r_2' = \Delta r_2$ имеют все точки на окружности 1 (см. рис. 1.44).

Если использовать третью точку-маркер « 3 », то измерив расстояние Δr_3 , мы в некоторых случаях можем определить координаты точки « O ». Т.е. неопределенность сократится до выбора из двух точек « O » и « O' », расстояние между которыми существенное. С помощью логического вычисления будет выбрано подходящее решение. К примеру, если точка « O » расположена на земной поверхности, то модуль её радиус-вектора будет близок к радиусу Земли, а модуль радиус-вектора точки « O' » будет отличаться (*точка окажется либо глубоко под землей, либо высоко над землей*).

Наличие четвертой точки-маркера позволит однозначно определить координаты точки « O ».

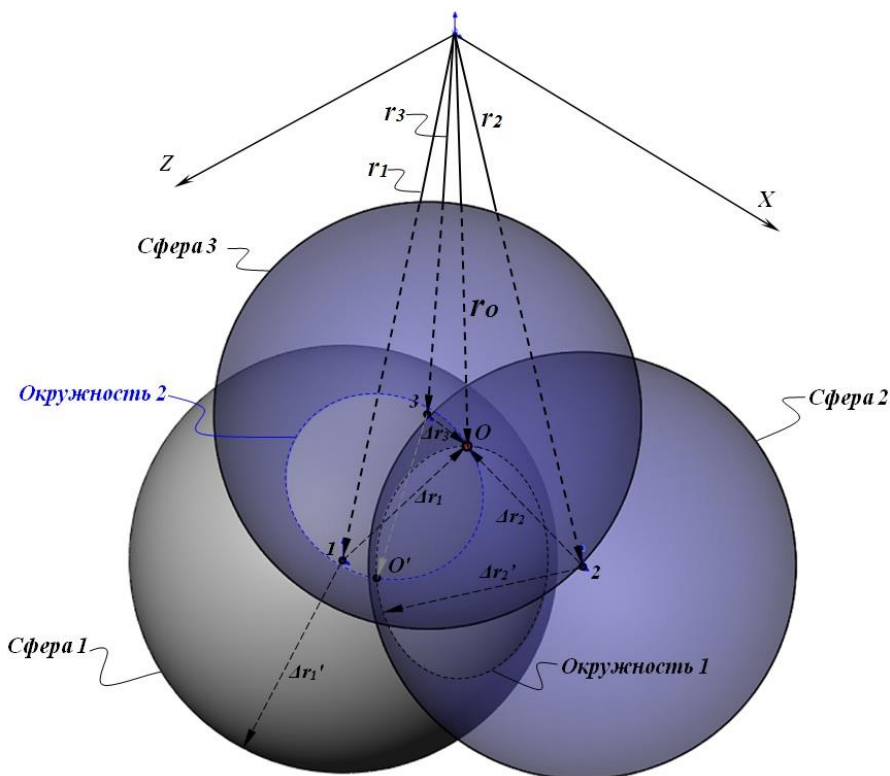


Рис. 2.32. Принцип определения координат точки в пространстве

Соответственно, можно создать орбитальную группировку КА, координаты движения которых будут известны в любой момент времени. Также оснастить данные КА оборудованием, которое будет посылать радиоэлектронный сигнал с информацией о координатах спутника. На наземном устройстве разместить электронное оборудование, которое будет получать радиосигналы с КА и вычислять расстояние от наземного объекта до спутника, путем обработки полученных сигналов. В результате, можно вычислять координаты указанного наземного объекта. На рисунке 2.33 показана схема осуществления спутниковой навигации.

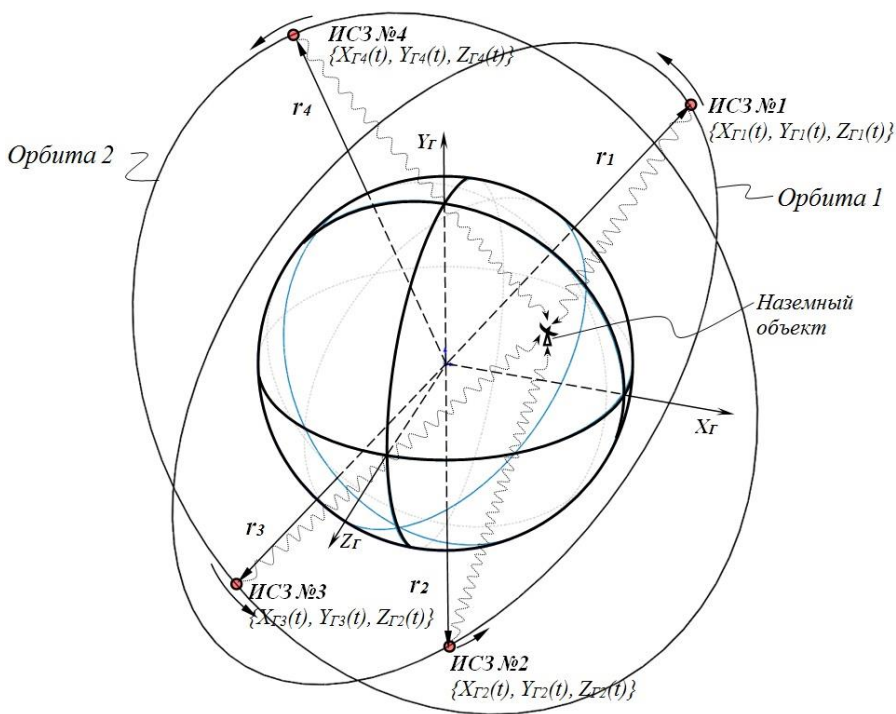


Рис. 2.33. Принцип функционирования спутниковой навигации

Для осуществления глобальной спутниковой навигации в орбитальную группировку должно входить не менее 24-х КА, размещенных на специальных устойчивых орбитах. В настоящее время полностью развернуты уже две глобальные спутниковые навигационные системы (GPS, ГЛОНАСС) и несколько систем находятся в стадии развертывания или создания. Ниже приведены описания примеры КА, входящих в навигационные спутниковые системы.

1. КА серии «ГЛОНАСС-К», входящие в состав спутниковой навигационной системы «ГЛОНАСС» (Россия) относятся к современному поколению спутников. Размещаются на круговых орбитах с высотой порядка 19000 км и наклоном около $64,8^{\circ}$. Масса каждого КА составляет порядка 940 кг. Внешний облик КА серии «ГЛОНАСС-К» показан на рисунке 1.46.



Рис. 2.34. Внешний облик КА серии «ГЛОНАСС-К» [3]

2. КА серии «GPS IIF», входящие в состав спутниковой навигационной системы «GPS» (США) относятся к поколению спутников периода 2010-2016 г. Размещаются на круговых орбитах с высотой порядка 20200 км и наклонением около $55,0^{\circ}$. Масса каждого КА составляет порядка 1630 кг. Внешний облик КА серии «GPS IIF» показан на рисунке 2.35.



Рис. 2.35. Внешний облик КА серии «GPS IIF» [3]

2.7 Решение транспортной задачи в космическом пространстве

Транспортная задача заключается в доставке полезного груза из одной области пространства в другую область пространства. В настоящий момент в космическом пространстве успешно решаются следующие виды задач:

- транспортные задачи, связанные с пилотируемой космонавтикой (доставка космонавтов на околоземную орбиту, доставка полезных грузов на МКС, спуск космонавтов на поверхность Земли);

- транспортные задачи, связанные с доставкой автоматических КА с низких орбит на более высокие орбиты и траектории межпланетных перелетов.

Рассмотрим по отдельности каждый вид указанных транспортных задач.

2.7.1 Транспортные космические аппараты в пилотируемой космонавтике

Транспортная задача в области пилотируемой космонавтики началась с запуском первого космонавта Земли Гагарина Ю.А. в космос 12 апреля 1961 года. Космический корабль «Восток» не выполнял межорбитальных маневров на орбите после отделения последней ступени ракеты-носителя, но совершил маневр схода с орбиты и имел в своем составе спускаемый модуль для доставки космонавта на земную поверхность, т.е. «транспортировал» космонавта с орбиты на Землю.

На сегодняшнее время накоплен опыт использования как однократных, так и многоразовых транспортных КА в области пилотируемой космонавтики. Ниже приведем примеры некоторых транспортных КА.

1. *Пилотируемые КА серии «Союз-МС» (Россия)* являются последней модификацией *КА класса «Союз»*. Подобные КА совершили более 130 успешных полетов и стали ключевым компонентом советской и российской пилотируемых программ по освоению космоса. С 2011 года *КА класса «Союз»* стали единственным средством доставки экипажей на МКС. Масса КА составляет порядка 7200 кг. Количество членов экипажа – 3 человека. Масса топлива на совершение межорбитальных маневров – 900 кг. Внешний облик *КА серии «Союз-МС»* показан на рисунке 2.36.



Рис. 2.36. Внешний облик КА серии «Союз МС» [3]

2. *Пилотируемые КА серии «Шэньчжоу» (КНР)*. Первый пилотируемый полёт КА «Шэньчжоу-5» осуществил в 2003 году. КНР стала третьей в мире страной, самостоятельно отправившей человека в космос. Масса КА составляет порядка 7800 кг. Количество членов экипажа – 3 человека. В настоящее время КА серии «Шэньчжоу» используются, к примеру, для доставки космонавтов на околоземную орбитальную станцию «Тяньгун-2» (КНР). Внешний облик КА серии «Шэньчжоу» показан на рисунке 2.37.



Рис. 2.37. Внешний облик КА серии «Шэньчжоу» [3]

3. *Грузовые КА серии «Прогресс-МС» (Россия)* являются последней модификацией КА класса «Прогресс», транспортных беспилотных грузовых КА, предназначенных для доставки полезного груза на МКС. Масса КА составляет порядка 7200 кг. Масса полезного груза составляет порядка 2500 кг. Масса топлива на совершение межорбитальных маневров – 900 кг. Внешний облик КА серии «Прогресс-МС» показан на рисунке 2.38.



Рис. 2.38. Внешний облик КА серии «Прогресс-МС» [3]

4. *Грузовые КА серии «ATV» (ЕКА)* предназначены для доставки топлива, научного оборудования, продуктов, воздуха и воды на МКС. Масса КА составляет порядка 19400 кг. Масса топлива составляет порядка 5750 кг. Масса полезного груза составляет порядка 7600 кг. Внешний облик КА серии «ATV» показан на рисунке 2.39.



Рис. 2.39. Внешний облик КА серии «ATV» [3]

5. *Грузовые КА серии «Dragon» (США)* являются частными многоцелевыми беспилотными транспортными КА компании «SpaceX», предназначенные для доставки и возвращения полезного груза на МКС. Масса КА составляет порядка 5500 кг. Масса топлива составляет 1290 кг. Масса полезного груза может составлять до 1600 кг. Внешний облик КА серии «Dragon» показан на рисунке 2.40.



Рис. 2.40. Внешний облик КА серии «Dragon» [3]

6. *Грузовые КА серии «Cygnus» (США)* являются частными автоматическими грузовыми КА для снабжения МКС. Разработаны компанией *Orbital Sciences Corporation*. Масса КА составляет порядка 6200 кг. Масса полезного груза может составлять – до 3500 кг. Внешний облик *КА серии «Cygnus»* показан на рисунке 2.41.



Рис. 2.41. Внешний облик КА серии «Cygnus» [3]

Свои грузовые КА для пилотируемых космических программ имеют такие страны как КНР (*КА «Тяньчжоу-1»*) и Япония (*КА «HTV»*). Также следует отметить, что в истории космонавтики также имеется опыт успешного использования многоразовых пилотируемых космических кораблей по программам *«Энергия-Буран» (СССР)* и *«Спейс-Шатл» (США)*. В настоящее время подобные системы не используются.

2.7.2 Космические разгонные блоки для транспортирования автоматических космических аппаратов

В непилотируемой космонавтике для дальнейшей транспортировки полезного груза с низкой опорной орбиты на средние и высокие орбиты используются специализированные КА, которые называются *космическими разгонными блоками*. Принципиальные отличия космических разгонных блоков от разгонных блоков ракеты-носителя следующие:

- реактивные двигатели космических разгонных блоков способны многократно включаться и выключаться.
- космические разгонные блоки имеют навигационное оборудование.

Основными задачами разгонных блоков являются:

- транспортировка автоматических КА с низких опорных орбит на средние и высокие рабочие орбиты;
- разведение автоматических КА в плоскости орбиты в случае группового выведения нескольких КА (*к примеру, разведение в плоскости орбиты навигационных спутников*);
- выведение автоматических КА на межпланетную траекторию.

Рассмотрим некоторые примеры современных отечественных разгонных блоков, используемых в непилотируемой космонавтике.

1. *Космический разгонный блок «Бриз-М» (ГКНПЦ им. Хруничева, Россия)* предназначен для выведения полезной нагрузки на низкие, средние, высокие орбиты. Масса разгонного блока составляет при полной заправке 6565 кг. Внешний облик разгонного блока серии «Бриз-М» показан на рисунке 2.42.

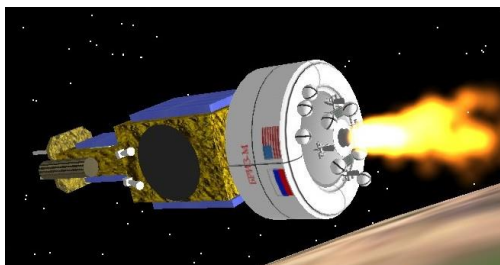


Рис. 2.42. Внешний облик разгонного блока серии «Бриз-М» с КА [3]

2. *Космический разгонный блок «Волга» (АО «РКЦ «Прогресс», Россия)* предназначен для выведения полезной нагрузки на низкие, средние орбиты. Масса разгонного блока составляет при полной заправке 1600 кг. Стартовая масса (*полезный груз и разгонный блок*) на опорной низкой орбите – порядка 3000 кг. Внешний облик разгонного блока серии «Волга» показан на рисунке 2.43.

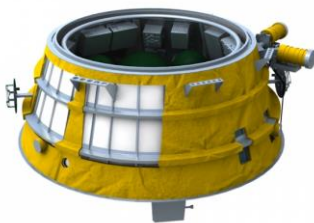


Рис. 2.43. Внешний облик разгонного блока серии «Волга» [6]

3. *Космический разгонный блок «Фрегат» (ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина)* предназначен для выведения полезной нагрузки на средние и высокие орбиты. Масса разгонного блока составляет при полной заправке 6700 кг. Внешний облик разгонного блока серии «Фрегат» показан на рисунке 2.44.



Рис. 2.44. Внешний облик разгонного блока серии «Фрегат» с КА [3]

Следует отметить, что космические разгонные блоки имеют или разрабатывают те страны, у которых уже имеются свои средства выведения: ракеты-носители среднего и тяжелого класса.

3 ВВЕДЕНИЕ В ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В предыдущих главах учебного пособия мы рассмотрели аспекты теории космического полёта и задач, решаемых с помощью КА, с точки зрения подходящих орбит для выполнения поставленных целей. В настоящей главе уделим внимание устройству КА, т.е. вопросам о том из чего состоит КА.

3.1 Целевое оборудование автоматических космических аппаратов

При разработке нового КА в первую очередь осуществляется выбор оборудования, которое будет выполнять задачи, для решения которых он создается. Это оборудование также называют – *целевой аппаратурой* или *целевым оборудованием*. При этом цели для оборудования могут быть как научного характера, так и народно-хозяйственного (*к примеру, ДЗЗ в научных или народно-хозяйственных целях*).

В данном разделе рассмотрим некоторые основные виды целевого оборудования, размещаемого на современных КА:

- оптико-электронные телескопические комплексы;
- радиометрические комплексы;
- датчики физических полей и регистраторы частиц;
- радиопередающее и коммутационное оборудование.

3.1.1 Оптико-электронные телескопические комплексы

Оптико-электронные телескопические комплексы являются оборудованием, способным регистрировать электромагнитные волны в инфракрасном, оптическом, ультрафиолетовом, рентгеновском спектре (*испускаемые или отраженные от ОН*) и формировать электронно-цифровую информацию для последующего составления изображения наблюдаемого объекта.

Оптико-электронный телескопический комплекс включает в свой состав два основных компонента: оптический телескопический комплекс; комплекс оптико-электронных преобразователей.

А) Оптический телескопический комплекс

Предназначен для сбора потока оптических электромагнитных волн из окружающего пространства с последующей их концентрацией в узкий «пучок» и направлением на регистрирующие органы (*к примеру, человеческий глаз*). Концентрация оптического потока электромагнитных волн осуществляется с помощью различных оптических элементов (*линз, зеркал, оптических призм и т.п.*).

В космонавтике широкое применение нашли зеркальные и зеркально-линзовые телескопические оптические системы (*рефлекторы*), ввиду меньших габаритных размеров по сравнению с линзовыми оптическими системами (*рефракторами*).

На рисунке 3.1 приведен пример, показывающей из каких компонентов состоит зеркально-линзовый телескопический комплекс.

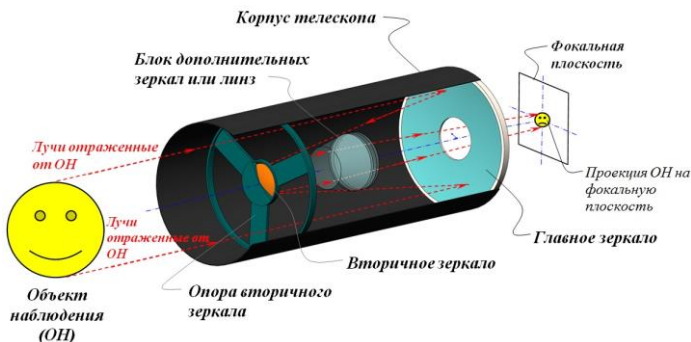


Рис. 3.1.Пример схемы устройства
зеркально-линзового телескопического комплекса

В зеркальных телескопах электромагнитные волны, отраженные от ОИ, сначала попадают на главное зеркало (*см. рис. 3.1*), затем преотражаются на вторичное зеркало. Далее в зависимости от сложности телескопа внутри могут размещаться дополнительные зеркала и линзы, пройдя через которые, лучи сконцентрируются в плотный пучок

чок и создадут проекцию изображения в фокальной плоскости (см. рис. 3.1).

При выборе оптического телескопического комплекса для размещения на борту КА анализируются такие характеристики как: фокусное расстояние телескопа; диаметр телескопа или главного зеркала; длина телескопа; масса телескопа; энергопотребление телескопа; допустимые температуры функционирования и др.

Б) Оптико-электронные преобразователи

Предназначены для преобразования проекции ОН в фокальной плоскости в электронно-цифровые сигналы, а затем в цифровую информацию. В основу функционирования прибора заложены свойства фотоэлектрических (*световых*) полупроводниковых элементов под действием света пропускать через себя электрический ток (*электрический ток протекает через диод – логическая единица, нет электрического тока через диод – логический ноль*).

На современных КА используются два вида устройств преобразования оптических сигналов в электронно-цифровые: приборы с зарядовой связью работающие по принципу сканера (*ПЗС-линейки*); приборы с зарядовой связью работающие по принципу матрицы (*ПЗС-матрицы*). На рисунке 3.2 приведена схема, показывающая принципиальное отличие ПЗС-линеек и ПЗС-матриц.

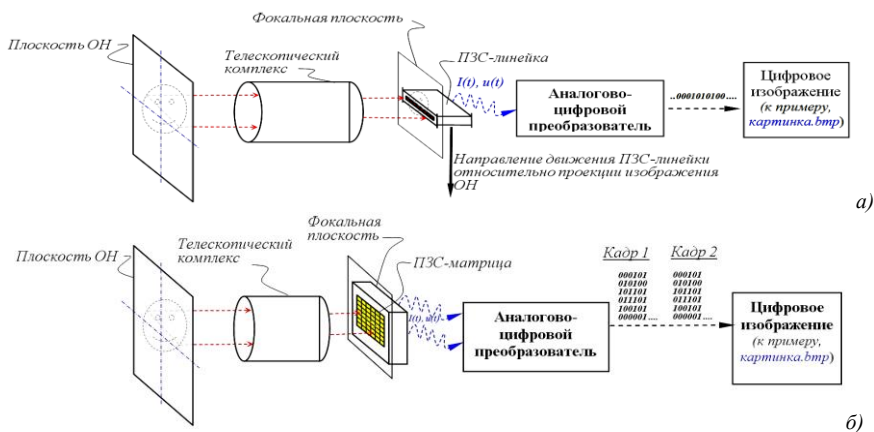


Рис. 3.2. Оптико-электронные преобразователи: ПЗС-линейки (а); ПЗС-матрицы (б)

Из рисунка 3.2 видно, что ПЗС-линейка производит непрерывное сканирование движущегося изображения. Необходимым условием является устойчивое движение либо ПЗС-линейки относительно изображения, либо изображения относительно неподвижной ПЗС-линейки. ПЗС-матрица формирует целиком участок площади изображения (*кадр*). Оптический кадр изображения определенное время оцифровывается, а затем формируется следующий кадр.

Отдельный световой элемент ПЗС-прибора создает один пиксель панхроматического изображения. Соответственно, при выборе характеристик ПЗС-линеек (матриц) учитывают такие как: размеры одного элемента (*определяют детальность изображения*), количество световых диодов в приборе (*определяет размеры изображения*) и др.

3.1.2 Радиометрические комплексы

Радиометрические комплексы являются оборудованием, способным регистрировать электромагнитные волны от ОН в радио спектре и формировать электронно-цифровую информацию для последующего составления изображения ОН.

Каждый радиометрический комплекс включает в свой состав следующие обязательные компоненты: направленную радиоантенну; фидерные устройства; блоки приемо-передатчиков; блоки регистрации и оцифровки полученной информации.

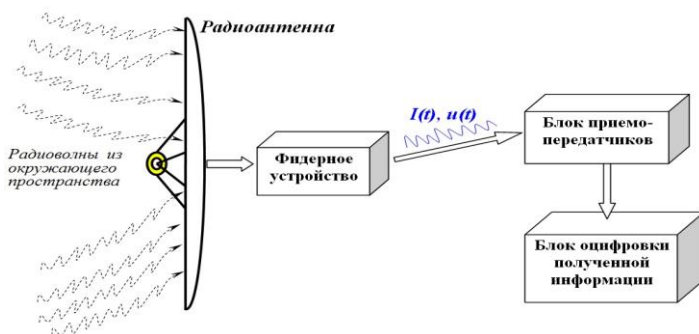


Рис. 3.3. Общее устройство радиометрических комплексов

Радиоантенна предназначена для регистрации радиоволн, попадающих на неё из окружающего пространства. Если антенна является направленной, то регистрируются радиоволны из локальных направлений окружающего пространства. Фидерное устройство предназначено для передачи электромагнитных колебаний радиоволн от антенны к электронным приборам радиометра. В блоках приемников и передатчиков происходит декодирование полученных радиосигналов (*к примеру, выделение отдельного участка из диапазона радиоспектра*). Из приемника аналоговый сигнал по электрической цепи поступает в регистратор и аналого-цифровой преобразователь (*информация оцифровывается*), затем записывается на запоминающее устройство (*флэш-память, жесткий диск и т.п.*).

По физическим принципам формирования изображения ОН радиометры можно разделить на: радиотелескопические комплексы; радиолокационные комплексы.

А) Радиотелескопические комплексы

Это устройства, которые способны измерять параметры радиоволн (*длину волны, энергию волны*), излучаемых от объекта наблюдения. Т.е. любое космическое тело также излучает в космическое пространство электромагнитные волны в радиоспектре. Если провести измерение радиоволн, приходящих из одной области пространства (*к примеру, участка ночного неба*), то после обработки можно синтезировать визуальное изображение наблюдаемой области.

Схема, поясняющая принцип работы радиотелескопического комплекса показана на рисунке 3.4.

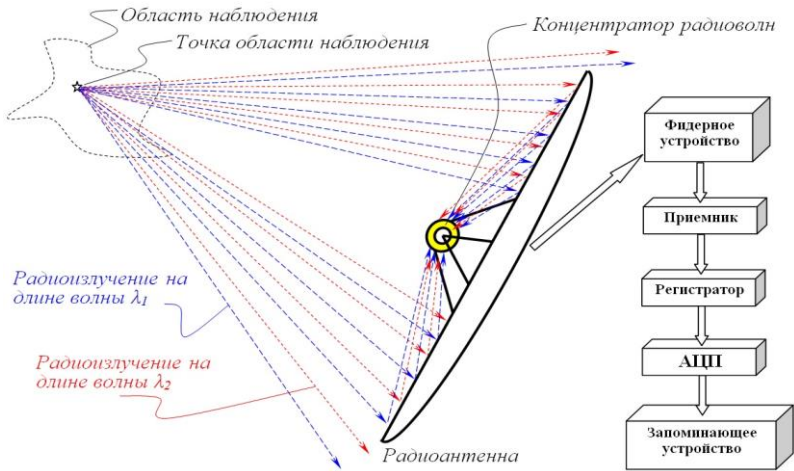


Рис. 3.4. Упрощенная схема радиотелескопического комплекса

В радиотелескопическом комплексе волны радиоизлучения из точки наблюдаемого пространства с помощью антенны переотражаются в концентратор (см. рис. 3.4). Суммированные электромагнитные колебания радиоволн через фидерное устройство передаются на приемно-регистрирующее устройство. Результаты измерений оцифровываются и сохраняются в запоминающее устройство.

Радиотелескопические комплексы эффективно используются для наблюдения за дальним космосом и удаленными космическими телами солнечной системы. При выборе характеристик радиотелескопов уделяют внимание таким параметрам как размеры антенны, различимость длины волны, мощность приемника и др.

Б) Радиолокационные комплексы

Позволяют сформировать изображение ОН на основе другого физического принципа. В радиолокационных устройствах используется эффект Доплера, т.е. эффект изменения частоты и, соответственно, длины волны излучения, воспринимаемое наблюдателем (*приёмником*), вследствие движения источника излучения и/или движения наблюдателя (*приёмника*). Схема принципа формирования геометрического изображения ОН с помощью радиолокатора показана на рисунке 3.5.

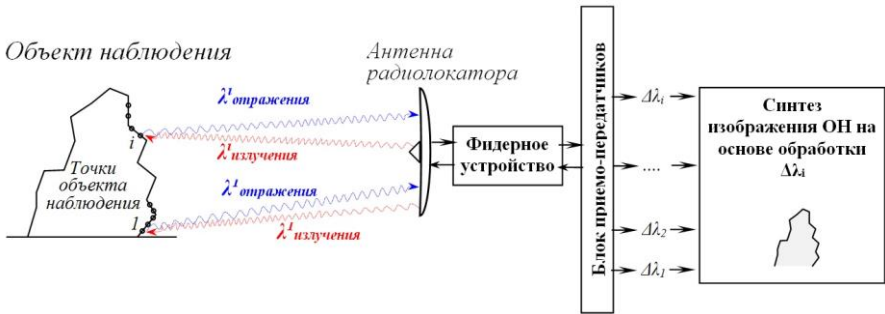


Рис. 3.5. Схема принципа получения изображения ОН с помощью радиолокатора

Радиоволна заданной длины волны $\lambda^1_{\text{излучения}}$ через антенну направляется сначала на первую точку ОН (см. рис. 3.5), отраженная волна $\lambda^1_{\text{отражения}}$ возвращается на антенну. С помощью радиоэлектронного оборудования анализируется сдвиг по длине волны $\Delta\lambda_1$. Таким образом, сканируются все точки ОН. На основе обработки массива информации $\Delta\lambda_i$ синтезируется геометрическое изображение ОН.

В авиации и космонавтике для выполнения задачи ДЗЗ широкое применение нашли радиолокаторы бокового обзора. Упрощенная схема устройства и функционирования радиолокатора бокового обзора приведена на рисунке 3.6.

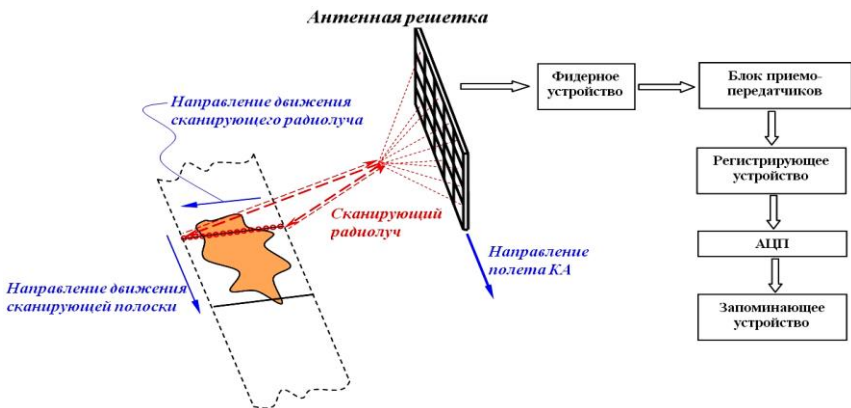


Рис. 3.6. Получение изображения с помощью радиолокатора бокового обзора

Специальная неподвижная антенна радиолокатора (*антенная решетка*) создает управляемый сканирующий радиолуч (см. рис. 3.6), который перемещается вдоль сканирующей полоски (*в боковом направлении от движения КА*) и сканирует каждую точку ОН вдоль неё. Сканирующая полоска движется вдоль полосы обзора по направлению полета КА. Информация радиолокации регистрируется с помощью специальных электронных приборов, оцифровывается и сохраняется в запоминающее устройство.

При выборе характеристик радиолокаторов для КА уделяют внимание таким параметрам как размеры антенны, длины сканирующей волны, мощности приемо-передатчика и др.

3.1.3 Датчики физических полей и регистраторы частиц

На борту КА также можно размещать оборудование для измерения параметров космической (*околопланетной или межпланетной*) среды, через которую движется спутник. В данной космической среде могут присутствовать такие субстанции как физические поля и элементарные частицы. Указанные субстанции, как правило, не интерпретируются визуальными изображениями, а характеризуются физическими величинами (*к примеру, напряженность поля или энергия элементарной частицы*). Для измерения подобных физических величин используются различные датчики.

Датчики – это средства измерения, предназначенные для выработки сигнала измерительной информации в форме, удобной для передачи, дальнейшего преобразования, обработки и хранения, но не поддающейся непосредственному восприятию наблюдателем. Если датчик измеряет энергию пролетающих через него элементарных частиц и ведет учет их количества, то его можно назвать *регистратором элементарных частиц* [3].

На рисунке 3.7 приведена схема, показывающая основные компоненты электронного датчика (*изменение параметра физического поля преобразуется в изменение вольтамперных характеристик электрической цепи датчика*).

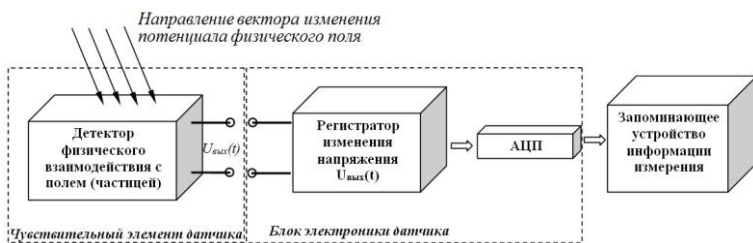


Рис. 3.7. Упрощенная схема электронного датчика физических полей

Как правило, несколько датчиков группируются в единую научно-измерительную аппаратуру. Массогабаритные и энергетические характеристики научно-измерительной аппаратуры могут быть весьма различными, в зависимости от вида измеряемой величины и внутреннего устройства. На рисунке 3.8 приведены примеры внешнего облика различной научной измерительной аппаратуры с датчиками.

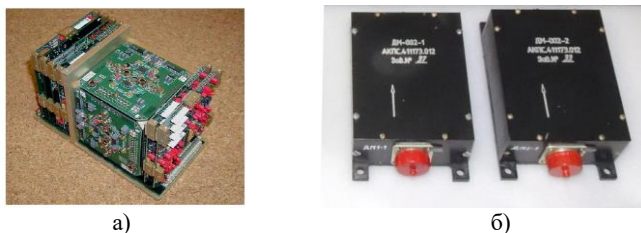


Рис. 3.8. Примеры внешнего облика научно-измерительной аппаратуры: аппаратура изменения возмущений гравитационного поля Земли (а); датчики магнитного поля Земли (б) [7]

3.1.4 Радиопередающее и коммутационное оборудование

На спутниках связи целевым оборудованием является бортовая аппаратура, которая позволяет получать радиосигналы от абонента на земной поверхности, в случае необходимости усилить мощность поступивших радиосигналов, и передать далее другому абоненту на земной поверхности. На рисунке 3.9 приведена схема, показывающая основные компоненты целевой аппаратуры современного спутника связи.

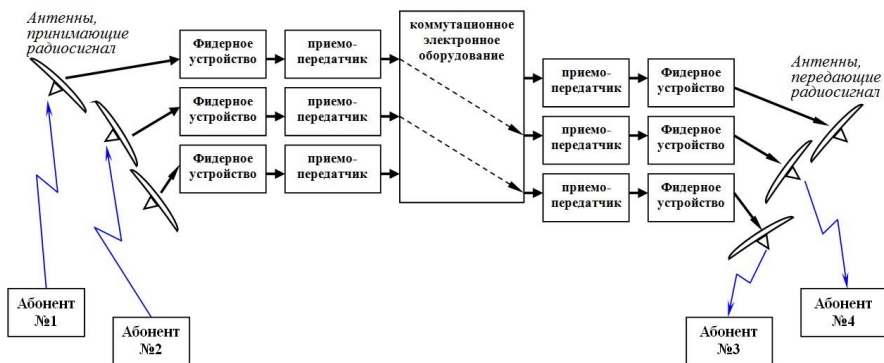


Рис. 3.9. Упрощенная схема устройства целевой аппаратуры спутника связи

Спутник связи оснащен радиоантеннами, которые получают кодированный радиосигнал (*телевизионный, цифровой и т.п.*) от абонентов (см. рис. 3.8). Декодированные (*раскодированные*) сигналы передаются на коммутационное электронное оборудование, цель которого является управление последовательностью (*поочередностью*) соединения «входов» и «выходов» кодированных сигналов от абонентов. Далее кодированные сигналы через приемо-передатчики поступают на передающие антенны и в форме радиосигналов посылаются принимающим абонентам.

Внешне внутренние блоки электроники оборудования связи представляют собой контейнеры с электронными платами и разъемами для подключения кабелей электропитания и передачи цифровых данных.



Рис. 3.10. Пример внешнего облика блоков радиооборудования КА

3.2 Оборудование для обеспечения управления движением центра масс космического аппарата

Для нормального целевого функционирования КА, с точки зрения движения его центра масс в космическом пространстве, необходимо бортовое оборудование, которое позволяет:

- определить текущее положение центра масс КА в заданный момент времени;
- изменить траекторию движения центра масс КА (*если это потребуется*).

Соответственно, можно выделить две группы бортового оборудования, используемого в процессе контроля и управления движением центра масс КА:

- оборудование для измерения положения центра масс КА в космическом пространстве (*навигационное оборудование*);
- оборудование для создания управляющих импульсов движения центра масс КА (*исполнительные органы*).

3.2.1 Навигационное оборудование космического аппарата

Как упоминалось ранее (*см. пункт 2.6.2*), для решения задачи навигационных измерений (*задачи определения координат КА в инерциальной системе координат*) требуются навигационные «засечки» (*точки, координаты которых известны*). Навигационными засечками могут быть: навигационные спутники; астроориентиры (*звёзды*); наземные объекты. На современных КА используются два вида навигационных приборов: оборудование спутниковой навигации; оборудование определения координат по звездам.

А) Оборудование спутниковой навигации

Включает в свой состав: антенну для приема радиосигналов с навигационных спутников; блок электроники для обработки полученных сигналов и расчета текущих координат движения центра масс в геоцентрической системе координат. Подобное оборудование имеет относительно небольшие габаритные размеры, массу и энергопотребление и устанавливается практически на всех околоземных КА.

Б) Оборудование определения координат по звёздам

Данное оборудование актуально для высокоточного определения текущих координат центра масс КА ДЗЗ (*точная привязка к местности зондирования*) и на КА движущихся по гелиоцентрическим и межпланетным траекториям.

На межпланетных или гелиоцентрических траекториях движения геоцентрическую систему координат уже нельзя считать инерциальной, так как она движется по орбите Земли вокруг Солнца. Инерциальной можно считать гелиоцентрическую систему координат. Условно неподвижными точками в гелиоцентрической системе координат можно считать звёзды. Определив положение КА относительно трёх и более звёзд можно рассчитать координаты в гелиоцентрической системе координат.

Соответственно, рассматриваемое оборудование включает в свой состав звёздные датчики и блоки электроники расчета текущих координат положения центра масс. На рисунке 3.11 приведена схема, показывающая основные компоненты оборудования для определения координат КА по звёздам.

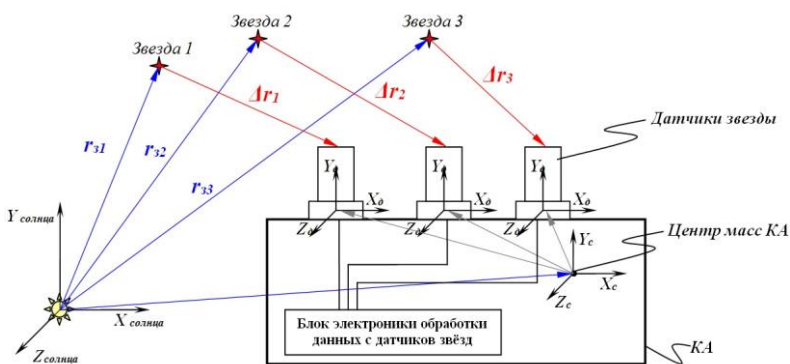


Рис. 3.11. Упрощенная схема оборудования астронавигации

На рисунке 3.11 приведены следующие обозначения: $X_{\text{солнца}} Y_{\text{солнца}} Z_{\text{солнца}}$ – гелиоцентрическая система координат; $X_c Y_c Z_c$ – система координат, жестко связанная с центром масс КА; $X_o Y_o Z_o$ –

система координат, жестко связанная с фокальной плоскостью датчика звезды.

Датчики звезды способны определить дальность до звезды и координаты в системе $X_oY_oZ_o$. Устанавливаются датчики звезды снаружи КА, таким образом, чтобы звезда потенциально попадала в поле зрения датчика. Координаты звезд в гелиоцентрической системе координат для текущей эпохи известны. Соответственно, получив информацию измерений от датчиков звезд в блоке электроники рассчитываются координаты положения центра масс КА в гелиоцентрической системе координат.

Датчики звезд в зависимости от производителя внешне могут отличаться друг от друга. На рисунке 3.12 приведены примеры внешнего облика датчиков звезд.



Рис. 3.12. Пример внешнего облика датчика звезд [3]

3.2.2 Исполнительные органы управления движением центра масс космического аппарата

Если в процессе полета требуется изменение параметров орбиты КА, то на него устанавливаются реактивные двигатели. Также на борту КА размещаются баки хранения топлива для реактивных двигателей. Система хранения и подачи топлива вместе с реактивными двигателями называется *двигательной установкой* КА.

Важными требованиями к двигательной установке КА являются следующие: возможность многократного включения и выключения; долговременное хранение компонентов топлива. Поэтому на КА широкое применение нашли химические двигательные установки с топливом «Несимметричный диметилгидразин (*горючее*) – тетраок-

сид азота (*окислитель*)), компоненты которого не являются криогенными и имеют длительный период хранения.

К размещению реактивных двигателей относительно центра масс КА предъявляется дополнительное требование: равнодействующая вектора тяги реактивных двигателей должна проходить через центр масс (*чтобы избежать побочных моментов вращения относительно центра масс*).

Геометрические формы баков двигательной установки чаще выбирают сферическими и торовыми. Расположение топливных баков выбирается симметричным относительно вектора тяги реактивных двигателей. Пример схемы расположения двигателей и топливных баков реактивной двигательной установки показан на рисунке 3.13.

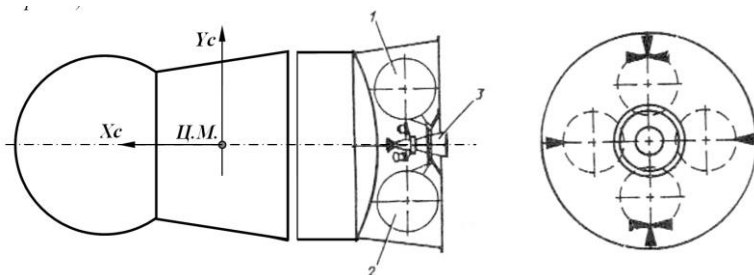


Рис. 3.13. Пример расположения реактивной двигательной установки на КА (1- реактивный двигатель; 2 – топливный бак окислителя; 3 – топливный бак горючего)

Для некоторых космических транспортных задач применяют и другие виды двигательных установок:

- пороховая двигательная установка (*на первых пилотируемых КА использовалась для торможения и входа в плотные слои атмосферы, в качестве двигателей мягкой посадки спускаемых аппаратов*);

- электрореактивная двигательная установка (*используется для межорбитальных или межпланетных перелетов по действием малой силы тяги, отличается низким расходом однокомпонентного топлива*).

3.3 Оборудование для обеспечения управления движением относительно центра масс космического аппарата

Важной задачей также является управление пространственной ориентацией целевого оборудования и КА в целом (к примеру, направление телескопического комплекса на объект наблюдения). Пространственная ориентация КА характеризуется углами поворота осей связанной системы координат относительно центра масс. На рисунке 3.14 показаны основные параметры углового положения КА на околоземной орбите.

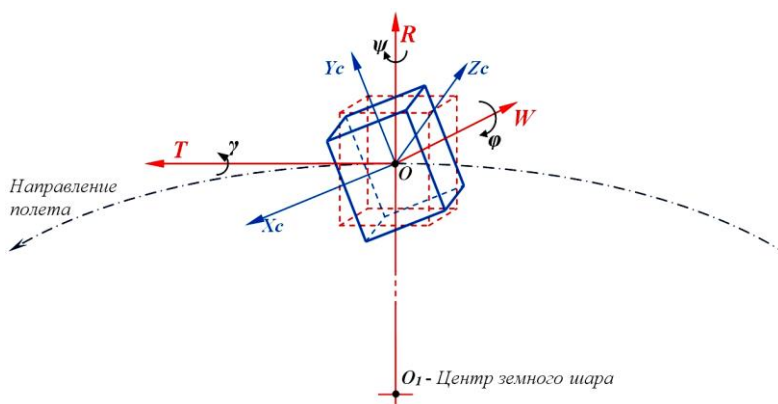


Рис. 3.14. Параметры углового положения КА в околоземном пространстве

На рисунке 3.14 приведены следующие обозначения: O – центр масс КА; TRW – орбитальная система координат (ось R – радиальная ось, проходит через центр Земли и центр масс КА; T – трансверсальная ось, проходит из центра масс КА по касательной к траектории движения КА; W – боковая ось); $X_c Y_c Z_c O$ – связанная система координат КА; φ – угол тангажа КА (угол поворота КА вокруг оси W); ψ – угол рысканья КА (угол поворота КА вокруг оси R); γ – угол крена КА (угол поворота КА вокруг оси T).

Управление движением относительно центра масс КА заключается в управлении угловым положением, описываемым величинами φ , ψ , γ . Можно выделить две подзадачи управления движением относительно центра масс КА:

- задача сохранения углового положения КА в процессе полета (*задача стабилизации углового положения*);

- задача управляемого изменения углового положения КА (*задача ориентации в требуемое угловое положение*).

Математически задачу управления угловым положением КА можно представить с помощью системы выражений:

$$\begin{cases} \Delta\varphi(t) = \varphi_{\Pi}(t) - \varphi_{\Phi}(t) \rightarrow 0 \\ \Delta\psi(t) = \psi_{\Pi}(t) - \psi_{\Phi}(t) \rightarrow 0, \\ \Delta\gamma(t) = \gamma_{\Pi}(t) - \gamma_{\Phi}(t) \rightarrow 0 \end{cases} \quad (3.1)$$

где $\varphi_{\Pi}(t)$, $\psi_{\Pi}(t)$, $\gamma_{\Pi}(t)$ – запланированные углы в момент времени t ; $\varphi_{\Phi}(t)$, $\psi_{\Phi}(t)$, $\gamma_{\Phi}(t)$ – реальные (фактические) углы в момент времени t .

Бортовое оборудование для управления движением КА относительно центра масс должно выполнять задачи:

- измерения углового положения КА на текущий момент времени (*измерительное оборудование*);

- управляемого изменения (*или удержание в случае задачи стабилизации*) углового положения КА относительно центра масс (*исполнительные органы*).

3.3.1 Оборудование для измерения углового положения космического аппарата

Измерение углового положения КА относительно центра масс осуществляется с помощью следующих видов бортового оборудования: спектральные датчики; инерциальные датчики.

А) Спектральные датчики

Определяют угловое положение КА по внешним ориентирам, излучающим электромагнитные волны (*Земля, Солнце, звёзды*). Т.е. указанные датчики размещаются на внешней части КА, определяют угловое положение спектральных ориентиров относительно своей фокальной плоскости. На основе полученной информации рассчитывается угловое положение КА. На рисунке 3.14 приведена схема, отображающая способ определения углового положения КА по спектральным ориентирам.

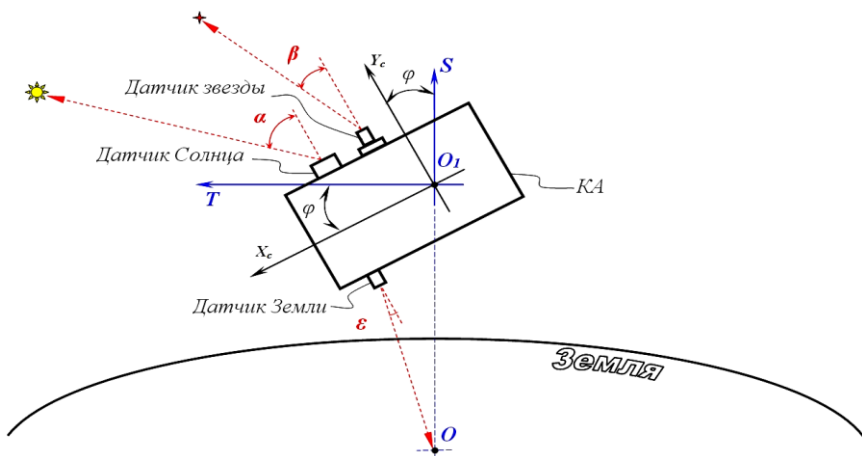


Рис. 3.15. Упрощенная схема, показывающая измерение углового положения КА по спектральным ориентирам

На рисунке 3.15 следующие обозначения: O – центр Земли; O_1 – центр масс КА; φ – угол тангажа КА; TS – орбитальная система координат; $X_c Y_c$ – связанная система координат (с центром масс КА); α – угловое положение Солнца относительно датчика; β – угловое положение звезды относительно датчика; ε – угловое положение центра Земли относительно датчика.

Б) Инерциальные датчики

Работают на физических принципах функционирования гироскопических приборов, которые обладают свойством регистрации изменения углового положения прибора относительно начального положения. Ярким примером гироскопического прибора является «волчок» (детская игрушка): если опорную плоскость повернуть, то ось вращения «волчка» сохранит свое положение в пространстве (можно вычислить изменение угла поворота плоскости, см. рис. 3.16).

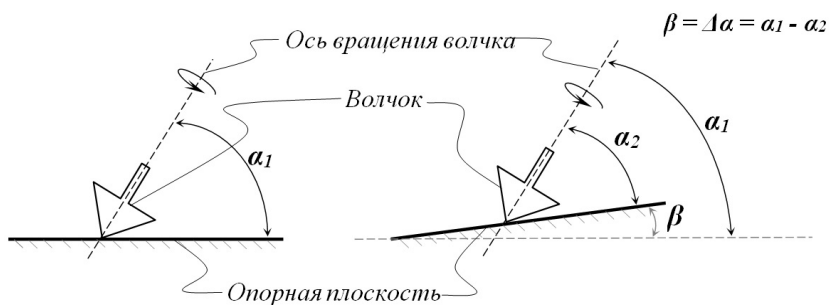


Рис. 3.16. Пример вычисления угла поворота опорной плоскости «волчка»

Современные гироскопические измерительные приборы бывают механическими, электростатическими, волновыми и оптическими. Недостатком таких приборов является то, что со временем накапливается ошибка в вычислении изменений углового положения КА и требуется периодическая калибровка точки отсчета прибора.

На рисунке 3.17 показаны примеры внешнего облика датчиков углового положения КА.



Рис. 3.17. Примеры внешнего облика инерциального датчика угла ОИУС-1000 [3,8]

3.3.2 Исполнительные органы для управления движением относительно центра масс космического аппарата

Бортовые исполнительные органы управления движением относительно центра масс КА, с точки зрения потребления ресурсов (топлива, электричества) бывают: активными и пассивными. Для работы пассивных исполнительных органов не требуются запасы

топлива или электричества, а управление достигается за счет масс-инерционных и геометрических характеристик КА. При работе активных исполнительных органов расходуются топливо и электричество. На рисунке 3.18 приведена схема, показывающая виды исполнительных органов управления движением относительно центра масс КА.

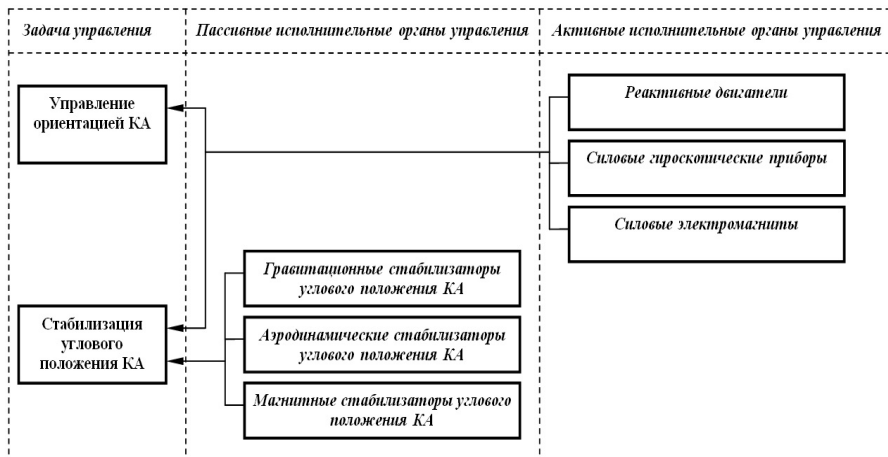


Рис. 3.18. Схема исполнительных органов управления движением относительно центра масс КА

На современных КА, в зависимости от требований к точности ориентации в пространстве, могут использоваться различные варианты исполнительных органов управления движением относительно центра масс. На некоторых КА они могут отсутствовать (*к примеру, студенческие микроспутники*). Приведем краткое описание исполнительных органов, показанных на рисунке 3.18.

А) Гравитационные стабилизаторы углового положения КА

Являются средством стабилизации углового положения КА с относительно «грубой» точностью (*порядок – плюс минус градусы*). Для объяснения принципа работы гравитационного стабилизатора рассмотрим рисунок 3.18.

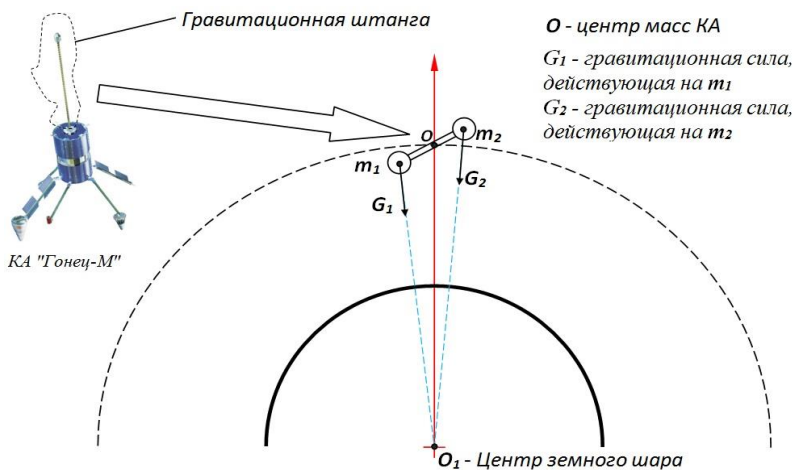
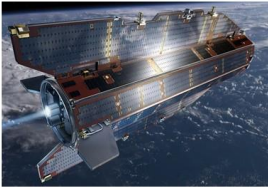


Рис. 3.19. Принцип работы гравитационного стабилизатора

На рисунке 3.18 показан внешний облик КА «Гонец-М» на котором установлена гравитационная штанга. При наличии такой штанги КА можно представить в виде гантели (см. рис. 3.19) с разнесенными точечными массами m_1 и m_2 . При этом на точечные массы будут действовать силы гравитации G_1 и G_2 , которые создадут моменты сил, действующие в противоположные стороны. Если подобрать нужную длину гравитационной штанги (длину плеч гравитационных сил), то КА будет совершать колебательные движения, подобные движению математического маятника (качаться относительно вертикальной оси).

Б) Аэродинамические стабилизаторы углового положения

Также являются средством стабилизации углового положения КА с относительно «грубой» точностью. Их можно использовать на низких орбитах (высотой ниже 300 км), где присутствует заметное влияние на движение КА аэродинамических сил сопротивления. Для объяснения принципа работы аэродинамического стабилизатора рассмотрим рисунок 3.20.



КА "GOCE"

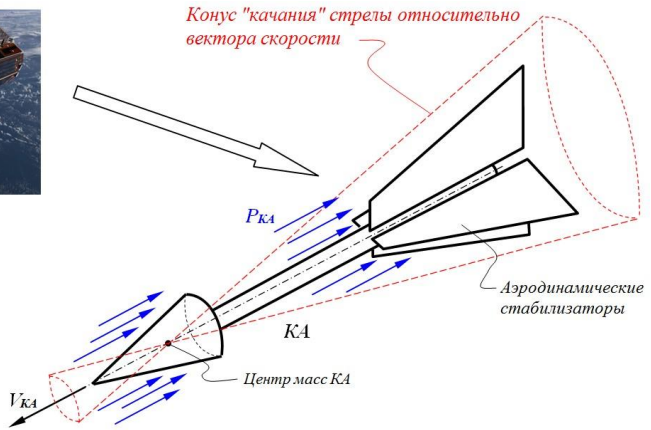


Рис. 3.20. Принцип работы аэродинамического стабилизатора

На рисунке 3.20 показан внешний облик КА «GOCE», который можно представить в виде модели «космической стрелы». При движении с скоростью $V_{КА}$ на «космическую стрелу» действует давление сопротивления остаточной разреженной атмосферы Земли $P_{КА}$. Аэродинамические плоскости смещены в хвостовую часть и создают уравновешивающие аэродинамические моменты, под действием которых «космическая стрела» совершает вращательные движения внутри конуса «качания» (см. рис. 3.20).

В) Магнитные стабилизаторы углового положения

В некоторой литературе встречается описание пассивной магнитной системы стабилизации углового положения. Общий принцип построения КА с подобными исполнительными органами состоит в том, что на борту размещаются железные стержни (*обладающие магнитными свойствами*). КА становится подобным стрелке компаса, т.е. все время разворачивается вдоль силовых линий магнитного поля Земли в сторону магнитных полюсов. Примеры практического применения таких пассивных систем на КА неизвестны.

Г) Реактивные двигатели

Используются как исполнительные органы для задач стабилизации углового положения, так и для задач управляемых поворотов КА относительно центра масс.

Для возможности создания вращающих моментов по каналам тангажа, крена и рыскания реактивные двигатели размещаются определенным образом относительно центра масс. Для объяснения принципа работы реактивных органов ориентации КА рассмотрим рисунок 3.21.

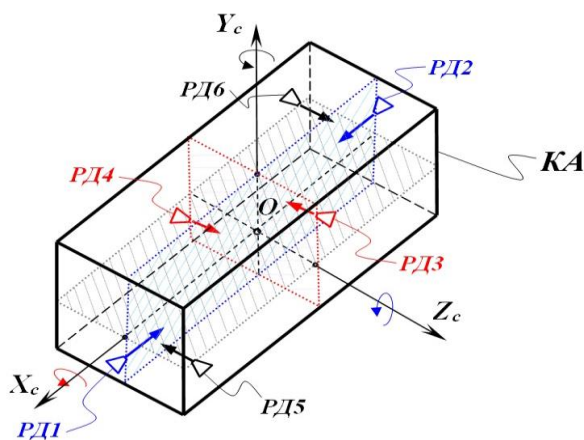


Рис. 3.21. Пример расположения реактивных двигателей на КА для решения задач ориентации

На рисунке 3.21 следующие обозначения: $X_c Y_c Z_c O$ – связанная система координат КА; O – центр масс КА; $РД1$, $РД2$, $РД3$, $РД4$, $РД5$, $РД6$ – реактивные двигатели. Реактивные двигатели $РД1$ и $РД2$ при совместном включении создают момент вращения относительно оси Z_c . Реактивные двигатели $РД3$ и $РД4$ при совместном включении создают момент вращения относительно оси X_c . Реактивные двигатели $РД5$ и $РД6$ при совместном включении создают момент вращения относительно оси Y_c . Двигатели включаются по-

парно, чтобы исключить поступательную составляющую движения центра масс КА.

Д) Силовые инерционные приборы

В подобных устройствах момент вращения относительно какой либо оси КА создается за счет изменения угловой скорости $\Delta\omega$ вращения ротора (*вращающегося цилиндра или шара*). Для объяснения принципа вращения КА с помощью инерционных приборов рассмотрим рисунок 3.22.

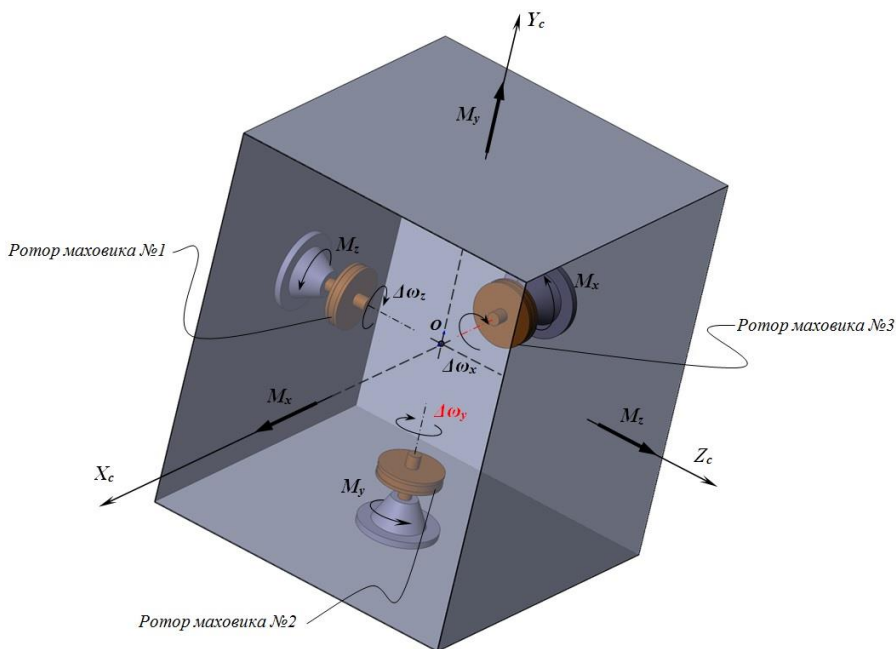


Рис. 3.22. Принцип создания управляющих моментов вращения с помощью гироскопических устройств

На рисунке 3.22 показан пример использования двигателей-маховиков (*устройств с одной степенью свободы – вращающимся ротором*). Каждый вращающийся ротор установлен на опоре, жестко закрепленной к корпусу КА. Если на КА установить три двигателя-маховика таким образом, чтобы оси вращения роторов совпадали с

осями связанной системы координат $X_c Y_c Z_c O$, то при изменении угловых скоростей вращения роторов $(\Delta\omega_x, \Delta\omega_y, \Delta\omega_z)$ возникнут моменты вращения:

$$\begin{aligned} M_x &= I_x \cdot \varepsilon_x = I_x \cdot \frac{\Delta\omega_x}{\Delta t}, \\ M_y &= I_y \cdot \varepsilon_y = I_y \cdot \frac{\Delta\omega_y}{\Delta t}, \\ M_z &= I_z \cdot \varepsilon_z = I_z \cdot \frac{\Delta\omega_z}{\Delta t}, \end{aligned} \quad (3.2)$$

где I_x, I_y, I_z – моменты инерции КА относительно осей связанной системы координат; $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$ – угловые ускорения относительно осей связанной системы координат, Δt – время изменения угловой скорости.

Также на КА для создания управляющих вращательных моментов используются и гироскопические устройства с двумя или тремя степенями свободы – силовые гироскопические комплексы. На рисунке 3.23 показаны примеры внешнего облика силовых инерционных приборов.

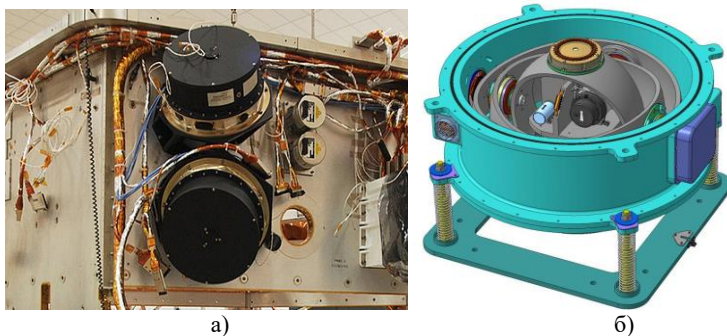


Рис. 3.23. Примеры внешнего облика силовых инерционных приборов: двигателя-маховики КА (а); силовой гироскопический комплекс (б)

Е) Силовые электромагниты

Принцип работы силовых электромагнитов похож на принцип работы пассивных магнитных стабилизаторов. Преимуществом электромагнитов является возможность регулирования вектора магнит-

ной индукции (включение или выключение электромагнита, изменение скалярной величины вектора). Недостатком является потребность в электроэнергии для включения. Для объяснения принципа управления вращением КА с помощью силовых электромагнитов рассмотрим рисунок 3.24.

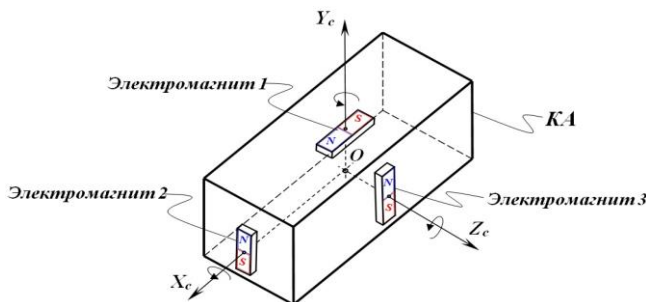


Рис. 3.24. Принцип создания управляющих моментов вращения с помощью силовых электромагнитов

На внешней поверхности КА жестко крепятся три электромагнита (см. рис. 3.24). Каждый электромагнит при включении старается развернуться вдоль силовых линий электромагнитного поля Земли. При этом, к примеру, первый электромагнит будет стремиться повернуть вместе с собой весь КА относительно оси Y_c . Второй и третий электромагниты будут стремиться повернуть КА относительно осей X_c и Z_c соответственно (см. рис. 3.24).

Силовые электромагниты для управления ориентацией часто используются на современных малых КА (с массой до 1000 кг). На рисунке 3.25 показан пример внешнего облика силовых электромагнитов для малого КА.



Рис. 3.25. Пример внешнего облика силовых электромагнитов для управления ориентацией малого КА

3.4 Оборудование для обеспечения электроэнергией бортовых приборов космического аппарата

На борту КА размещается большое количество приборов и устройств, для функционирования которых требуется электроэнергия. Соответственно, в состав бортового оборудования КА требуется включить устройства, которые будут производить электроэнергию и распределять её между приборами.

Все оборудование для электроснабжения можно условно разделить на две группы: первичные источники электроэнергии и бортовая электрическая сеть.

Первичные источники электроэнергии – это устройства, которые производят электрическую энергию путем преобразования из других видов энергии (*тепловой, химической реакции, солнечной и др.*). При выборе первичных источников электроэнергии для КА, кроме массовых и геометрических, обращают внимание на выходные технические характеристики, связанные с производством электроэнергии. Рассмотрим некоторые из них.

А) Электрическая мощность источника питания

Это величина, которая характеризует уровень интенсивности производства электроэнергии источником питания в единицу времени:

$$N_{\text{ист.пит.}} = \frac{E}{t} = U_{\text{пит.}} \cdot I_{\text{пит.}}, \quad (3.3)$$

где $N_{ист.пит.}$ – электрическая мощность источника питания [Вт]; E – количество произведенной электрической энергии [Дж]; t – время, за которое производится количество электроэнергии E ; $U_{пит.}$ – электрическое напряжение от источника питания (*электродвижущая сила*) [В]; $I_{пит.}$ – сила электрического тока от источника питания на «холостом» ходу (*без нагрузки*) [А].

Б) Ёмкость источника питания

Это величина, которая характеризует время непрерывного производства электроэнергии для источником питания без «перезарядки».

$$C = \int_0^T I_{нагр} \cdot dt, \quad (3.4)$$

где $I_{нагр.}$ – сила тока в обслуживаемой электрической цепи, T – время работы источника электропитания до полной «разрядки».

Особенностью данной величины является то, что время разрядки источника питания будет зависеть от нагрузки (*от силы тока в электрической цепи*). Поэтому в качестве единицы измерения ёмкости используется – [Ампер·Час]. Если, к примеру, к источнику электропитания подсоединить нагрузку в 1 ампер, то ресурс работы до полной «разрядки» составит 1 час. При нагрузке в 0,5 ампер время работы уже будет 2 часа.

В) Ресурс работы источника питания

Это величина, которая характеризует время работы источника электропитания до момента выхода его из строя. Для непerezаряжаемых источников электропитания оценивается величинами [час.] или [ампер·час]. Для перезаряжаемых источников электропитания количеством циклов заряда-разряда (*к примеру, ресурс работы аккумулятора 10 000 циклов заряда-разряда*).

3.4.1 Химические источники электроэнергии

К химическим источникам электроэнергии относятся различные химические аккумуляторы и топливные элементы.

А) Топливные элементы

Это не перезаряжаемые устройства, обеспечивающие прямое преобразование химической энергии в электрическую, использующие для химической реакции двухкомпонентное топливо («горючее» и «окислитель»). Электрическая энергия производится до тех пор, пока не израсходуется все топливо. На рисунке 3.26 приведена упрощенная схема, показывающая принцип производства электроэнергии с помощью кислородно-водородного топливного элемента.

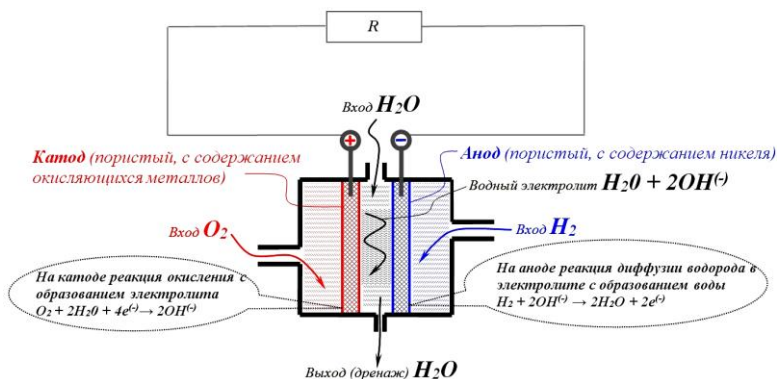


Рис. 3.26. Упрощенная схема функционирования топливного элемента

В объем с двумя пористыми электродами подаются: вода (H_2O); газообразный кислород (O_2); газообразный водород (H_2). Вода омывает оба электрода. На катод подается кислород и в присутствии катализаторов (в составе катода) происходят реакции окисления и вода насыщается ионами $OH^{(-)}$, т.е. становится электролитом. Водород подается на анод, где происходит его диффузия с образованием воды и энергии. В результате на катоде получается дефицит электронов (условно «+»), на аноде избыток электронов (условно «-»).

Кислородно-водородные топливные элементы применялись, к примеру, в программе «Снейс-Шатл». Указанный топливный элемент производил среднюю электрическую мощность – 7 КВт, топлива хватало не менее чем 5000 часов работы. Внешний облик топливного элемента КА «Снейс-Шатл» показан на рисунке 3.27.

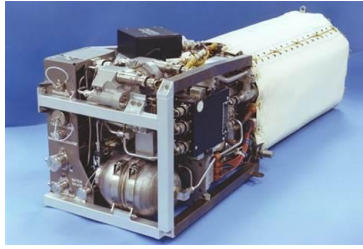


Рис. 3.27. Внешний облик топливного элемента КА «Спейс-Шаттл» [3]

Б) Химические аккумуляторные батареи

Это устройства, которые включают в свой состав несколько соединенных последовательно химических аккумуляторов. По законам Кирхгофа, в последовательной цепи сила тока сохраняется, а суммарное напряжение равно сумме всех напряжений (см. рис. 3.28). соединение нескольких аккумуляторов в единую батарею позволяет увеличить производимую электрическую мощность.

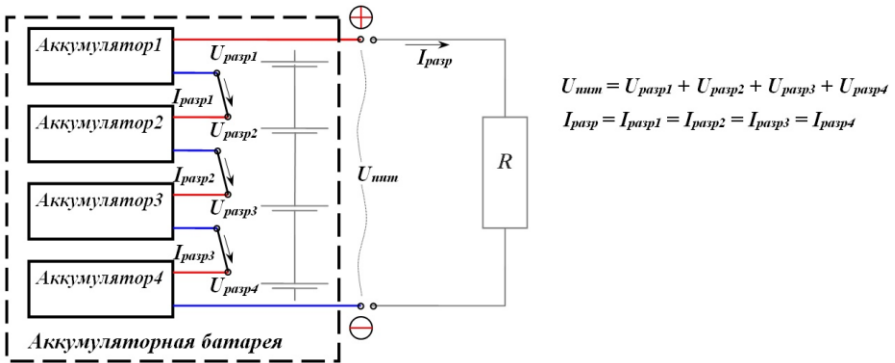


Рис. 3.28. Химическая аккумуляторная батарея

Химический аккумулятор – это химический источник электропитания с возможностью перезарядки (*т.е. повторного многократного использования*). В данном устройстве используются вещества, которые без внешних заряжающих воздействий вступают в химическую реакцию с образованием продуктов распада, электрической и

тепловой энергии. При воздействии заряжающих электрических токов продукты распада, используя поступающую электроэнергию, вновь вступают в химическую реакцию с образованием исходных веществ. На рисунке 3.29 приведена упрощенная схема, показывающая принцип производства электроэнергии с помощью химического аккумулятора.

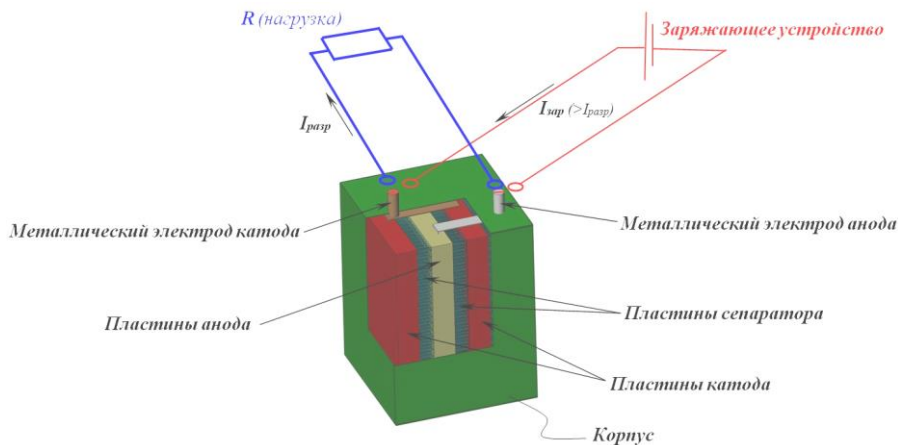


Рис. 3.29. Упрощенная схема устройства химического аккумулятора

Из рисунка 3.29 видно, что в корпусе химического аккумулятора размещаются: пластины катода; пластины анода; пластины сепаратора; металлические электроды. Пластины катода делаются из «катодных» материалов, которые при разрядных химических реакциях отдают ионы металла и способствуют накоплению положительного электрического заряда на металлическом электроде (к примеру, литий-кобальтовые вещества). Пластины анода делаются из «анодных» материалов, которые при разрядных химических реакциях поглощают ионы металла и способствуют накоплению электронов на металлическом электроде анода (к примеру, графит). Пластины сепаратора представляют из себя пористый материал, выполняющий роль электролита (пропускает ионы металла к аноду). При зарядке на

катод подается сила тока заряда ($I_{зар} > I_{разр}$), и процесс электрохимических реакций протекает в обратном порядке, т.е. аккумулятор перезаряжается.

В настоящее время на КА могут использоваться различные виды аккумуляторов, среди которых можно отметить: серебряно-цинковые; никель-цинковые; литий-ионные; никель-водородные. На рисунке 3.30 приведены примеры внешних обликов некоторых химических аккумуляторных батарей для КА.

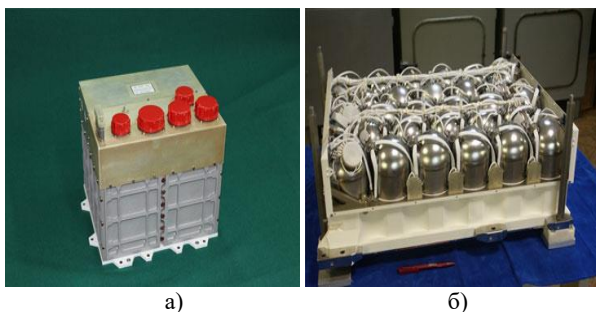


Рис. 3.30. Примеры внешнего облика химических аккумуляторных батарей для КА: литий-ионные (а); никель-водородные (б) [8]

3.4.2 Солнечные источники электроэнергии

А) Фотоэлектрические преобразователи

Элементарным компонентом солнечного источника электроэнергии является устройство, которое называется – *фотоэлектрическим преобразователем (ФЭП)*. Под действием солнечного света (*излучения*) в ФЭП накапливается разность потенциалов, и (*в случае включения в электрическую цепь*) возникает электрический ток. Для объяснения устройства ФЭП и принципа создания электрического тока рассмотрим рисунок 3.31.

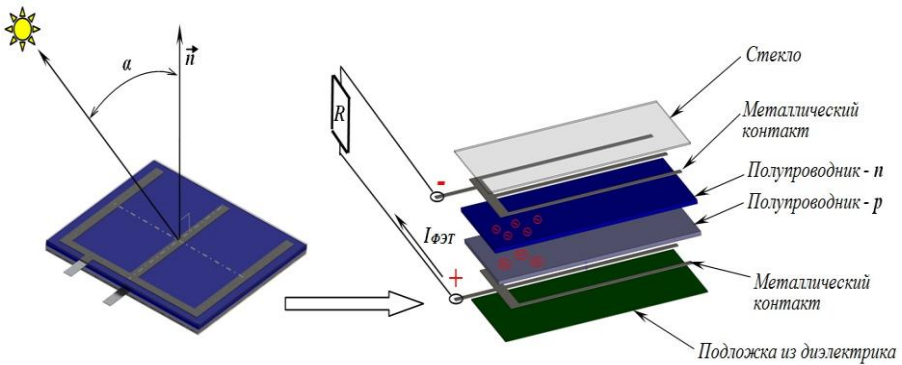


Рис. 3.31. Упрощенная схема устройства ФЭП и создания электрического тока

Пластина ФЭП включает в свой состав: подложку из диэлектрика; два металлических контакта; слой *p*-заряженного полупроводника; слой *n*-заряженного полупроводника; слой из стекла. Под действием солнечного излучения на металлическом контакте полупроводника – «*p*» накапливается положительный заряд, а на металлическом контакте полупроводника – «*n*» накапливается отрицательный заряд. Если пластину ФЭП включить в электрическую цепь, то возникнет электрический ток $I_{\text{ФЭП}}$.

Электрическая мощность, производимая ФЭП зависит от площади пластины $S_{\text{ФЭП}}$; угла α между нормалью к плоскости пластины \vec{n} и вектором направления на солнце (см. рис. 3.31). Для расчета мощности, производимой ФЭП можно использовать выражение:

$$N_{\text{ФЭП}} = U_{\text{ФЭП}\perp} \cdot I_{\text{ФЭП}\perp} \cdot \cos\alpha = N_{\text{ФЭП}\perp} \cdot \cos\alpha, \quad (3.4)$$

где $U_{\text{ФЭП}\perp}$ – напряжение между металлическими контактами пластины ФЭП при перпендикулярном падении солнечных лучей ($\cos\alpha = 1$); $I_{\text{ФЭП}\perp}$ – сила тока на «холостом» ходу от пластины ФЭП; $N_{\text{ФЭП}\perp}$ – электрическая мощность, производимая пластиной ФЭП при перпендикулярном падении солнечных лучей.

В проектных расчетах также используется следующее выражение для определения производимой электрической мощности:

$$N_{\text{ФЭП}} = N_{\text{ФЭП}\perp} \cdot \frac{S_{\text{ФЭП}}}{S_{\text{ФЭП}}} \cdot \cos\alpha = N_{\text{уд.ФЭП}} \cdot S_{\text{ФЭП}} \cdot \cos\alpha, \quad (3.5)$$

где $N_{уд.ФЭП}$ – удельная электрическая мощность, производимая единицей площади ФЭП при перпендикулярном падении солнечных лучей [$Вт/м^2$] (к примеру, у ФЭП из кремниевых полупроводников в околоземной космическом пространстве $N_{уд.ФЭП} \approx 140 Вт/м^2$).

Б) Солнечные батареи

Стандартная единичная пластина ФЭП, как правило, имеет небольшие геометрические размеры порядка $90мм \times 50мм$ и меньше. Для увеличения производимой электрической мощности несколько ФЭП соединяются в единую электрическую цепь. В результате получается матрица из соединенных между собой ФЭП, которую иначе называют **солнечной батареей**. На рисунке 3.32 показан принцип построения солнечной батареи.

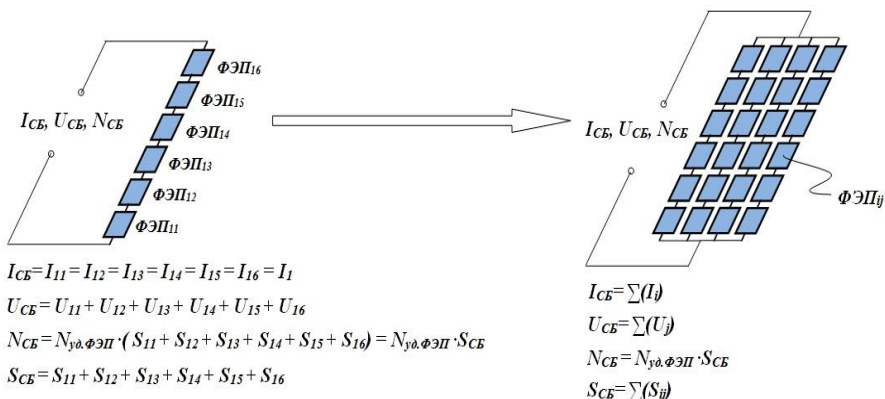


Рис. 3.32. Схема, показывающая принцип построения солнечной батареи

При соединении нескольких ФЭП последовательно увеличивается электрическое напряжение солнечной батареи ($U_{сб}$). При параллельном соединении нескольких цепочек ФЭП увеличивается сила тока от солнечных батарей ($I_{сб}$). Соответственно, подбирая параметры матрицы солнечной батареи (*площадь одного ФЭП и размерность матрицы ФЭП*), можно сформировать требуемые параметры производимой электроэнергии ($U_{сб}, I_{сб}, N_{сб}$).

В) Солнечная энергоустановка

В процессе движения по орбите КА постоянно изменяет свое положение относительно Солнца. Соответственно, изменяется и угол падения солнечных лучей на ФЭП солнечной батареи. Возникают две проблемы производства электрической энергии с помощью солнечных батарей:

- эффективное расположение ФЭП относительно Солнца в процессе движения на освещенном участке орбиты КА;
- использование альтернативного источника электропитания на теневом участке орбиты КА.

На рисунке 3.33 приведена схема, показывающая выбор способа эффективного расположения ФЭП солнечной батареи на КА.

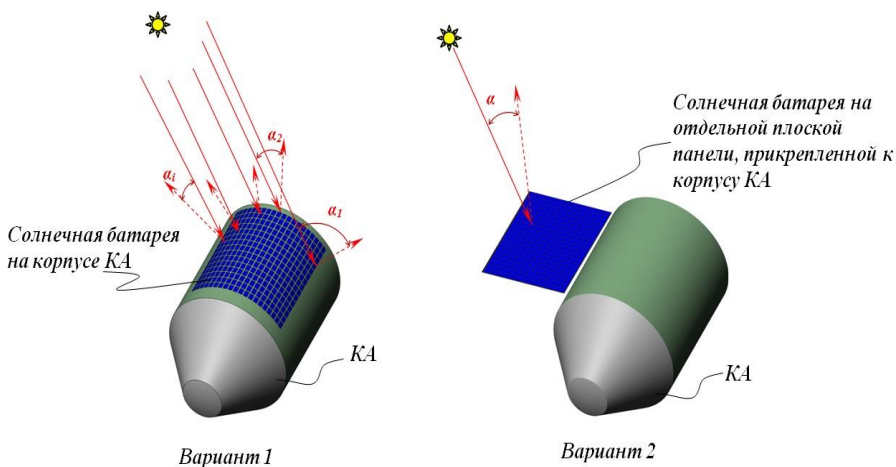


Рис. 3.33. Варианты размещения солнечной батареи на КА

Из рисунка 3.33 видно, что в первом варианте ФЭП размещены непосредственно на внешней части корпуса КА, но при этом угол падения солнечных лучей на отдельные ФЭП отличается. В одном случае $\cos\alpha \rightarrow 0$, т.е. ФЭП практически не производит электроэнергию. Для другого ФЭП $\cos\alpha \rightarrow 1$ и производится максимально возможная электрическая мощность. При определенной форме КА и ориентации относительно солнца при таком размещении ФЭП часть

солнечной батареи не работает (или имеет низкую производительность).

Во втором варианте солнечная батарея размещена на плоской панели, прикрепленной к КА (см. рис. 3.34). Для ФЭП, размещенных в одной плоскости, угол падения солнечных лучей приблизительно одинаковый, что упрощает оценку производимой электрической мощности на световом участке со всей площади солнечной батареи. Также панель с солнечной батареей можно поворачивать относительно Солнца, так чтобы $\cos \alpha \rightarrow 1$ (ориентировать на Солнце и увеличивать производимую электрическую мощность). Поэтому очень часто на КА солнечные батареи выносятся на отдельные панели, которые могут быть неподвижными относительно корпуса КА или поворачиваться. Для таких солнечных батарей часто используется термин – *панели солнечных батарей*.

На участках орбиты в тени Земли солнечные батареи КА не производят электрической энергии. Альтернативным источником электроэнергии на этих участках являются аккумуляторные батареи. На освещенных участках витка аккумуляторные батареи перезаряжаются, а на теневых участках разряжаются и производят электрическую энергию для бортовых приборов КА.

Энергоустановку, которая производит электрическую энергию на освещенных участках витка с помощью солнечных батарей, а на теневых участках витка с помощью аккумуляторных батарей называют – *солнечной энергоустановкой*. На рисунке 3.34 приведена схема, показывающая основные компоненты солнечной энергоустановки КА.

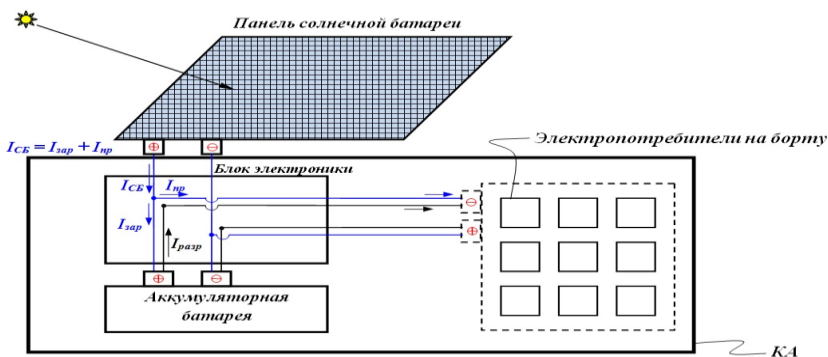


Рис. 3.34. Упрощенная схема основных компонентов солнечной энергоустановки

На рисунке 3.34 приведены обозначения: I_{CB} – сила тока от солнечных батарей на освещенном участке полета КА; $I_{зар}$ – сила тока заряда аккумуляторной батареи; $I_{пр}$ – сила тока для энергопотребителей КА; $I_{разр}$ – сила тока от аккумуляторной батареи в режиме разрядки (для электропотребителей на теневом участке).

На рисунке 3.35 приведен пример внешнего облика панели солнечной батареи для КА.

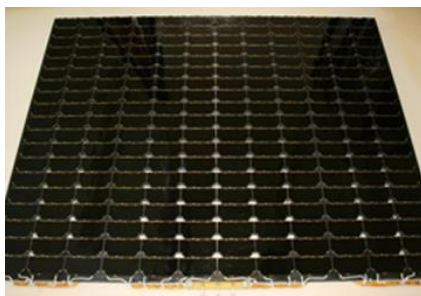


Рис. 3.35. Пример внешнего облика панели солнечной батареи для КА [8]

3.4.3 Ядерные источники электроэнергии

Ранее описанные источники электроэнергии (*химические и солнечные*) имеют свои границы применимости. К примеру, если использовать солнечные батареи за пределами пояса астероидов, то следует учитывать что удельная мощность потока солнечной энергии в окрестностях Юпитера уменьшится более чем в три раза по сравнению с излучением в окрестностях Земли. Химические источники электроэнергии также не пригодны для долгосрочного использования без перезарядки.

В космонавтике активно развиваются проекты ядерных источников электроэнергии, в первую очередь, для использования на КА при полете к удаленным космическим телам (*планетам, астероидам*).

Более корректное название подобных источников электроэнергии – *радиоизотопные источники энергии*, т.е. устройства различно-

го конструктивного исполнения, использующие энергию, выделяющуюся при радиоактивном распаде, для нагрева теплоносителя или преобразующие её в электроэнергию.

В настоящее время можно выделить порядка десяти разновидностей радиоизотопных генераторов: термоэлектрические; термоэмиссионные; паротурбинные; атомные полупроводниковые; пьезоэлектрические; оптико-электрические и др.

Источником тепла или топливом радиоизотопных источников тока являются достаточно короткоживущие радиоактивные изотопы различных химических элементов: Кобальт-60; Плутоний-238; Стронций-90; Уран-232 и др.

Рассмотрим подробнее устройство одного из часто используемых видов радиоизотопных источников – радиоизотопные термоэлектрические генераторы (*РИТЭГ-и*). Предварительно познакомимся с принципом работы термоэлектрического полупроводникового генератора. На рисунке 3.36 приведена схема, показывающая принцип преобразования тепловой энергии в электрическую с помощью полупроводников.



Рис. 3.36. Упрощенная схема принципа работы термоэлектрического полупроводникового генератора

Из рисунка 3.36 видно, что если стержни полупроводников «*p*»-типа и «*n*»-типа расположить между холодной и горячей поверхностями, то из-за разности температур заряженные частицы начнут кон-

центрироваться ближе к горячей поверхности. Если при этом полупроводниковые стержни последовательно соединить металлическими пластинами («р»-»п»-»р»-...), то в них возникнет разность потенциалов (*электродвижущая сила*). Соответственно, если подключить сформированную батарею термоэлектрических преобразователей к электрической цепи, то возникнет сила тока. Термоэлектрические полупроводниковые батареи могут собирать по принципу солнечных батарей, т.е. в виде матрицы полупроводников, тем самым формируя требуемые выходные характеристики источника электропитания.

Теперь вернемся к РИТЭГ-ам. Источник тепла (*радиоизотопное вещество*) размещается внутри генератора, а полупроводниковая термоэлектрическая батарея устанавливается ближе к внешней поверхности генератора. На рисунке 3.37 приведена схема, показывающая принцип работы РИТЭГа на КА.

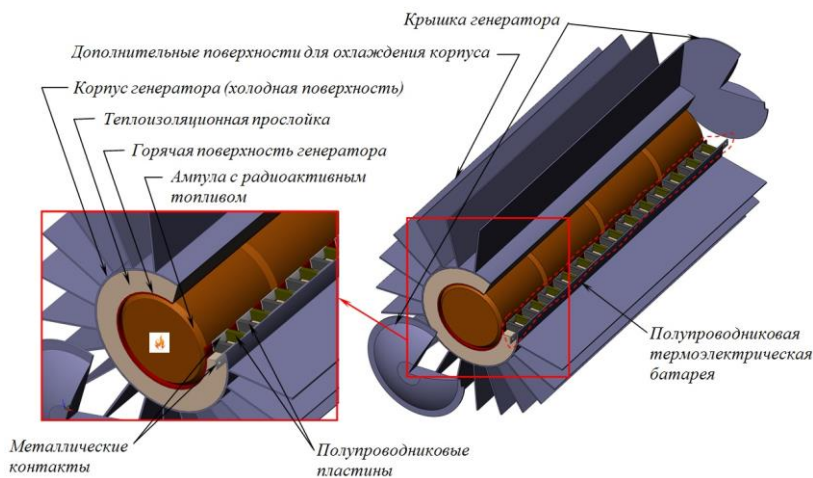


Рис. 3.37. Упрощенная схема устройства и функционирования РИТЭГа КА

Из рисунка 3.37 видно, что ампула с радиоактивным веществом постоянно нагревается вследствие ядерных реакций и нагревает внутреннюю «горячую» поверхность генератора. К «горячей» поверхности одной стороной прикладывается полупроводниковая термоэлектрическая батарея. Другой стороной эта батарея соприкасает-

ся с «холодной» поверхностью корпуса генератора. Для увеличения интенсивности охлаждения на корпуса могут устанавливаться дополнительные поверхности (*поверхности радиатора охлаждения*). Между «горячей» и «холодной» поверхностью размещается теплоизоляционная прослойка для сохранения разности температур поверхностей на протяжении долгого периода времени. Также с торцевых сторон генератор закрывается крышками.

Заметным недостатком ядерных источников электроэнергии является низкий коэффициент полезного действия (КПД) и в следствие этого большие побочные тепловыделения. Основную массу подобных источников энергии составляют различные элементы для охлаждения реактора и защиты от радиации. К примеру, ядерная энергоустановка «Топаз» (*использовалась на КА серии «Космос» в 1980-х*), которая была массой порядка 1000 кг, длиной – 7 м и максимальным диаметром – 2 м, производила электрическую мощность 5 КВт сроком до 7 лет. При этом масса радиоактивного топлива (Уран-232) составляла 12 кг. Остальную массу установки составляли вспомогательные элементы системы охлаждения и радиационной защиты [9].

На рисунке 3.38 приведены примеры внешнего облика ядерных энергоустановок КА.

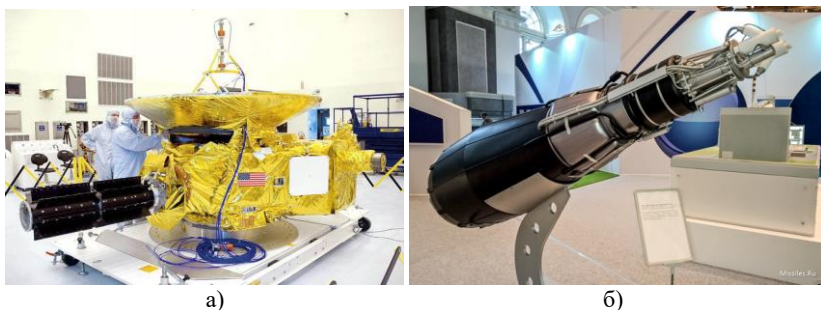


Рис. 3.38. Примеры внешнего облика ядерных энергоустановок КА: РИТЭГ КА «Новые горизонты», черного цвета и на переднем плане (а); ядерная энергоустановка «Топаз» (б) [3]

3.4.4 Бортовая электрическая сеть

На борту КА содержится множество электрических приборов, которые имеют различные характеристики входящих напряжений электропитания и силы тока электропитания. Указанные приборы имеют различные циклограммы включения и выключения. Соответственно, на борту КА должно присутствовать оборудование, которое решает задачи: доставки электричества от источника к приборам; включения-выключения приборов; регулирования входных характеристик электропитания приборов. К упомянутому оборудованию относятся:

- соединительные электрические провода;
- вторичные источники электропитания;
- устройства регулирования характеристик электропитания и др.

Вторичные источники электропитания – это устройства, которые получают от первичных источников питания электроэнергию на «входе» и, после преобразования полученных характеристик электропитания, передают электроэнергию далее на приборы (*к примеру, трансформаторы*).

Целью устройств регулирования характеристик электропитания является поддержание стабильности функционирования электрической цепи на борту КА и предотвращения резких скачков характеристик электропитания.

Более подробное изучение устройства бортовых электрических сетей КА планируется на старших курсах, после изучения дисциплин по электротехнике и электронике.

3.5 Оборудование для обеспечения теплового режима на борту космического аппарата

Оборудование КА для его безотказного функционирования требует определенного диапазона температуры окружающей среды. К примеру, подавляющая часть существующего электрооборудования способна устойчиво функционировать в диапазоне от минус 40 С° до плюс 40 С° (*для оборудования широкого круга потребления в среднем от 0 С° градусов до 40 С°*). Если температура окружающей

среды выйдет за этот диапазон, то оборудование может перегреться или наоборот замерзнуть.

В космическом пространстве складываются такие условия, что отдельные участки поверхности КА, находящиеся в тени, могут остывать ниже минус $150\text{ }^{\circ}\text{C}$, а освещенные солнечными лучами прогреваться выше плюс $150\text{ }^{\circ}\text{C}$. Соответственно, для размещенного на борту КА оборудования требуются меры для обеспечения допустимых температурных (*тепловых*) условий. Для решения этой задачи используются специальные устройства обеспечения теплового режима на борту КА.

3.5.1 Потoki тепловой энергии в космическом пространстве

А) Виды теплопередачи

Тепловая энергия характеризует уровень хаотичного движения элементарных частиц, из которых состоит материальный объект (*твердое тело, жидкость, газ, плазма и т.д.*). Чем выше уровень хаотичного движения элементарных составных частиц материального объекта, тем большей тепловой энергией он обладает. Количественной мерой тепловой энергии является – Джоуль. В качестве оценки уровня тепловой энергии в материальном теле также используется температура (*в разных шкалах*).

Считается, что тепловую энергию можно передавать от одного тела к другому, т.е. совершать передачу тепла (*теплопередачу*). При этом между материальными телами возникает **тепловой поток**. Абсолютное количество переданного тепла измеряется в Джоулях [Дж], а скорость передачи тепла измеряется мощностью теплового потока, единицей измерения которой является Ватт [Вт].

По способу математического и физического описания процесс теплопередачи можно разделить на три вида: теплопроводность; конвективный теплообмен; лучистый теплообмен.

Теплопроводность – это процесс передачи тепла через твердое тело или соединенные между собой твердые тела. Тепловая энергия передается за счет внутренней энергии колебаний молекул твердого тела (*от более нагретой области к менее нагретой*).

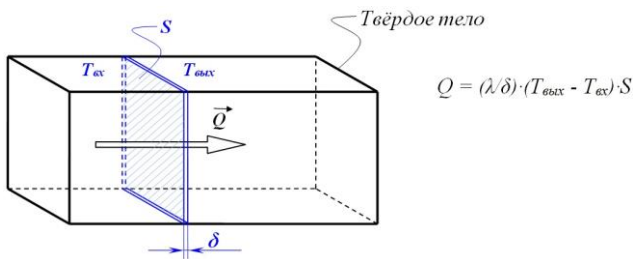


Рис. 3.39. К определению теплопроводности

Для описания теплопроводности используется закон Фурье, согласно которому мощность теплового потока через поверхность площадью и толщиной прямо пропорциональна градиенту температур. Скорость движения теплового потока через твердое тело характеризует коэффициент теплопроводности.

Конвективный теплообмен – это процесс передачи тепла через жидкую или газовую среду, при котором вместе с тепловым потоком также движутся молекулы жидкости или газа, тем самым увеличивая интенсивность теплопередачи по сравнению с твёрдой средой.

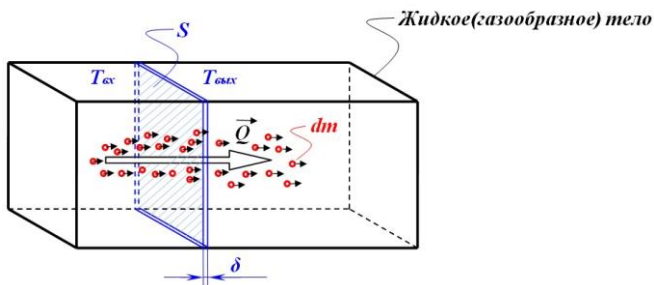


Рис. 3.40. К определению конвективного теплообмена

Из рисунка 3.40 видно, что через «условную» поверхность в жидкой (*газообразной*) среде может возникнуть тепловой поток от более нагретых областей среды к менее нагретым областям. При этом часть молекул жидкости (*газа*) нагревается и движется по направлению вектора теплового потока. К примеру, движения течений в океа-

нах Земли и движения ветров в атмосфере обусловлены перепадом температур в разных географических областях.

Лучистый теплообмен (радиационный теплообмен) – процесс передачи тепла из материального тела (в любом физическом состоянии) в окружающее пространство, обусловленный превращением части внутренней энергии вещества в энергию излучения электромагнитной волны. И, наоборот, процесс поглощения части энергии электромагнитной волны из окружающего пространства с превращением во внутреннюю энергию вещества. Подобный теплообмен может осуществляться и через вакуум.



Рис. 3.41. К определению лучистого теплообмена

Мощность лучистого теплового потока можно вычислить используя закон Стефана-Больцмана. Суммарный лучистый тепловой поток прямо пропорционален площади поверхности излучения (*поглощения*), качеству поверхности и температуре поверхности в 4-й степени.

Б) Внешние тепловые потоки в околоземном космическом пространстве

Поскольку на околоземной орбите КА существует в условиях вакуума, то процессы теплообмена с окружающей средой, в основном, носят характер лучистого теплообмена. Хотя на низких орбитах присутствует остаточная сильно-разряженная атмосфера, при трении о которую возникают едва различимые тепловые потоки на внешней поверхности КА.

Среди лучистых тепловых потоков на орбите Земли можно выделить: тепловой поток солнечного излучения ($Q_{солн}$); тепловой поток солнечного излучения, отраженный от земной поверхности ($Q_{отр}$); тепловой поток собственного излучения планеты ($Q_{пл}$).

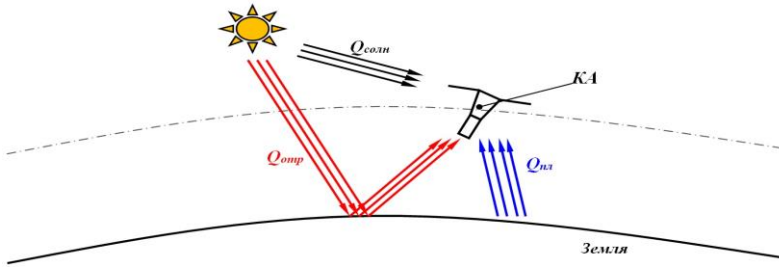


Рис. 3.42. Основные тепловые потоки

Мощность теплового излучения от Солнца можно определить из выражений (3.6):

$$Q_{солн} = S_{нов} \cdot q_{солн}, \quad q_{солн} = \sigma \cdot T_{солн}^4 \cdot \left(\frac{R_{солн}}{r} \right) \cdot k_{осл}, \quad (3.6)$$

где $S_{нов}$ – площадь нагреваемой поверхности [m^2]; $q_{солн}$ – удельная мощность теплового излучения от Солнца [$Вт/м^2$]; σ – постоянная Стефана-Больцмана; $T_{солн}$ – температура поверхности Солнца ($T_{солн} = 5755 K$); $R_{солн}$ – радиус Солнца ($R_{солн} = 6,96 \cdot 10^8 м$); r – расстояние от Солнца до КА (учитывая, что расстояние от центра Земли до КА намного меньше расстояния от Солнца до Земли, считаем, что $r = 10,95 \cdot 10^7 км$); $k_{осл}$ – коэффициент ослабления ($k_{осл} = 0,000483$).

По выражению 3.6 можно рассчитать, что порядок величины удельного теплового потока от Солнца на низкой орбите Земли составляет порядка $1400 Вт/м^2$.

Мощность теплового потока, отраженной от Земли, солнечной энергии можно определить из выражений (3.7):

$$Q_{отр} = S_{нов} \cdot q_{отр},$$

$$q_{отр} = \frac{2}{3} \cdot \alpha_{пл} \cdot q_{солн} \cdot B_0 \cdot \left(B_0 - \sqrt{1 - B_0^2} + \frac{2}{B_0} \cdot \sqrt{1 - B_0^2} \right) \cdot \cos \psi ,$$

$$B_0 = \frac{R_3}{R_3 + H_{орб}} , \quad (3.7)$$

где $S_{нов}$ – площадь нагреваемой поверхности [M^2]; $q_{отр}$ – удельная мощность отраженного от Земли теплового излучения [Bm/M^2]; $\alpha_{пл}$ – альbedo планеты (*отражательная способность, для Земли $\alpha_{пл} = 0,29$*); R_3 – средний радиус Земли ($R_3 = 6371$ км); $H_{орб}$ – высота орбиты КА; ψ – угол между направлениями из центра Земли на Солнце и на КА.

Мощность теплового потока собственного излучения Земли можно определить из выражений (3.8):

$$Q_{пл} = S_{нов} \cdot q_{пл} , \quad q_{пл} = 0,5 \cdot (1 - \alpha_{пл}) \cdot (1 - \sqrt{1 - B_0^2}) \cdot q_{солн} , \quad (3.8)$$

где $S_{нов}$ – площадь нагреваемой поверхности [M^2]; $q_{пл}$ – удельная мощность теплового излучения Земли [Bm/M^2].

3.5.2 Создание тепловых условий для оборудования космического аппарата

При создании комфортных для работы температурных условий на борту КА решаются две основные задачи: защита внутреннего бортового пространства от внешних тепловых потоков; терморегуляция локальных температур приборов в допустимом диапазоне температур.

Для защиты от внешних тепловых потоков поверхность КА покрывают специальными термозащитными покрытиями (*лакокрасочными, экранно-вакуумной теплоизоляцией и т.п.*), которые отражают или рассеивают падающие на поверхность спутника лучистые тепловые потоки (см. рис. 3.43).

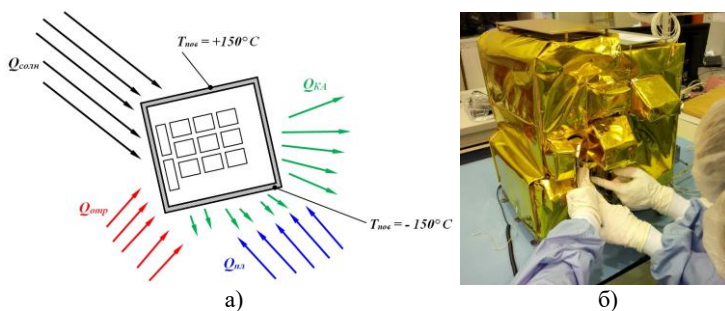


Рис. 3.43. Термозащита КА от внешних тепловых потоков: схема отражения тепловых потоков (а); фото малого КА, покрытого экранно-вакуумной теплоизоляцией (б) [3]

Для создания термозащитного покрытия КА выбираются материалы с такими оптическими свойствами, при которых все внешние тепловые потоки отражаются почти полностью назад в космическое пространство. Свойство материала поглощать тепловое излучение описывается следующими коэффициентами:

A_s – коэффициент поглощения солнечного излучения (*показывает долю поглощения солнечной энергии поверхностью из рассматриваемого материала, $0 \leq A_s \leq 1$*);

ε_w – коэффициент степени черноты тела (*показывает долю поглощения остальной тепловой энергии поверхностью из рассматриваемого материала, $0 \leq \varepsilon_w \leq 1$*).

При этом суммарный тепловой поток поглощаемый поверхностью КА можно определить из выражения (3.9) [10]:

$$Q_{\text{внешн}\Sigma} = A_s \cdot (Q_{\text{солн}} + Q_{\text{отр}}) + \varepsilon_w \cdot Q_{\text{из}}, \quad (3.9)$$

Поэтому, к примеру, если подобрать в качестве термозащитного покрытия такой материал, у которого $A_s \rightarrow 0$ и $\varepsilon_w \rightarrow 0$ (*идеальный отражатель*), то суммарный внешний тепловой поток поглощаемый поверхностью КА также будет стремиться к нулю ($Q_{\text{внешн}\Sigma} \rightarrow 0$).

Для терморегуляции на борту КА устанавливаются специальные устройства, которые выполняют следующие функции:

- сброс избытков внутренней тепловой энергии КА в космическое пространство;

- передача избытков внутренней тепловой энергии от приборов к местам сброса в космическое пространство;
- подогрев отдельных приборов в случае их локально-временного переохлаждения.

Устройство, которое сбрасывает избытки внутренней тепловой энергии приборов КА в космическое пространство, называется *радиационным теплообменником*. В самом простом варианте исполнения представляет из себя участок поверхности КА со специальным покрытием, позволяющим излучать максимальное количество лучистой тепловой энергии. Как правило, размещается на затененных участках корпуса КА.

Для транспортировки избытков внутренней тепловой энергии от приборов к радиационному теплообменнику используются различные системы терморегулирования, которые могут быть как сложными активными системами, так и простыми пассивными системами. К примеру, на студенческих малых КА, часто, избытки тепловой мощности передаются к радиационному теплообменнику через стенки корпуса, к которым данные приборы прикреплены.

В целом, схема построения системы терморегулирования температур приборов на борту КА показана на рисунке 3.44.

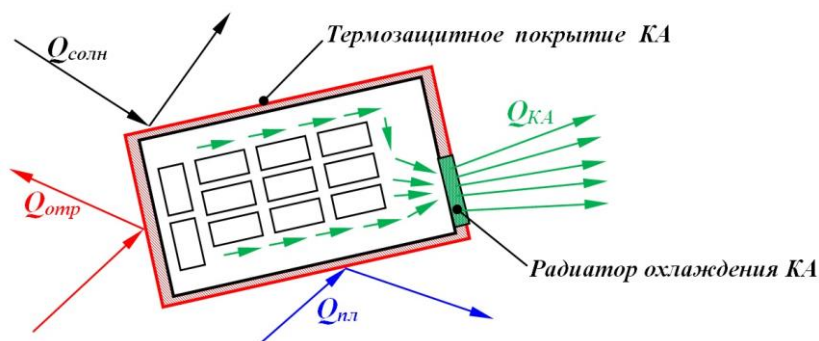


Рис. 3.44. Упрощенная схема способа терморегулирования на борту КА

Более детальное изучение оборудования для обеспечения теплового режима КА предполагается на старших курсах после изучения дисциплин по термодинамике и теплопередаче.

3.6 Оборудование для обеспечения информационного управления на борту космического аппарата

Современный автоматический КА, как правило, не управляется непрерывно во времени непосредственно с наземных пунктов управления. На борту КА размещено информационное компьютерное оборудование, которое содержит в своей памяти несколько видов программ (*алгоритмов*) «поведения» спутника. С Земли по радиоканалу на борт КА поступают команды на включение или выключение указанных программ. В основу каждой отдельной программы заложена циклограмма включений и выключений определенного набора бортовых приборов и устройств.

Соответственно, в составе современного КА содержится следующее оборудование:

- центральные контроллеры с набором бортовых программ;
- оборудование для трансляции команд на включение и выключение бортовых приборов и устройств;
- радиоэлектронное оборудование для получения информационных команд с наземных пунктов управления;
- оборудование для сбора информации о текущем состоянии всех приборов на борту КА (*телеметрическое оборудование*);
- радиоэлектронное оборудование для сброса информации о текущем состоянии КА на наземные пункты приема.

Описанное выше оборудование может быть различным в зависимости от сложности самого КА. К примеру, для КА ДЗЗ со сложными алгоритмами «поведения» центральные контроллеры выделяются в отдельное устройство, которое называется бортовой цифровой вычислительной машиной (БЦВМ). На рисунке 3.45 показан пример внешнего облика БЦВМ КА.

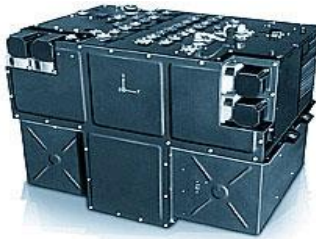


Рис. 3.45. Пример внешнего облика БЦВМ КА [3]

Другой пример, для информационного управления КА ДЗЗ «АИСТ-2Д» используется оборудование, которое называется «бортовая система контроля и управления» (БСКУ). В состав БСКУ входит несколько электронных блоков, которые выполняют задачи организации радиосвязи борта с Землей; прием и трансляцию команд управления; сбор телеметрических данных и др. Внешний облик БСКУ показан на рисунке 3.46.



Рис. 3.46. Внешний облик БСКУ для КА ДЗЗ «АИСТ-2Д» [7]

Также, на рисунке 3.47 среди различного оборудования на внешней части корпуса КА ДЗЗ «АИСТ-2Д» можно увидеть антенные устройства БСКУ для обмена служебной информацией по каналам «Борт-Земля» и «Земля-Борт».

Более детальное изучение устройства бортового оборудования для информационного управления планируется на старших курсах в рамках дисциплин по бортовым системам КА.



Рис. 3.47. Антенные устройства БСКУ на поверхности КА ДЗЗ «АИСТ-2Д» [7]

3.7 Конструкция космического аппарата

В состав КА кроме различного бортового оборудования входит множество элементов конструкции.

Элементы конструкции – это твёрдотельные части КА, к которым прикрепляются бортовые приборы и устройства. Всю совокупность элементов конструкции КА в целом называют – *конструкцией КА*. Конструкция КА составляет существенную часть массы спутника в дополнение к массе размещенного в нем оборудования. Каждый элемент конструкции воспринимает нагрузку от прикрепленного к нему прибора и передает соседним элементам конструкции. Основной целью всей конструкции КА является сохранение своей формы на протяжении всего срока существования без разрушений и всевозможных выходов из строя.

А) Силовые элементы конструкции КА

Как правило, КА состоит из одного или нескольких модулей (*отсеков*), соединенных между собой. В конструкции модуля (*отсека*) различают корпус модуля и навесные силовые элементы конструкции. Приборы прикрепляются или непосредственно к корпусу КА, или к навесным элементам конструкции. Корпус КА включает в свой состав силовой каркас (*в виде рамы, набора стрингеров и шпангоутов и т.п.*) и прикрепленные к нему силовые поверхности (*обшивку, панели и т.п.*). Навесными элементами могут быть различные панели, кронштейны и рамы. На рисунке 3.48 показан пример, показывающий основные элементы конструкции КА.

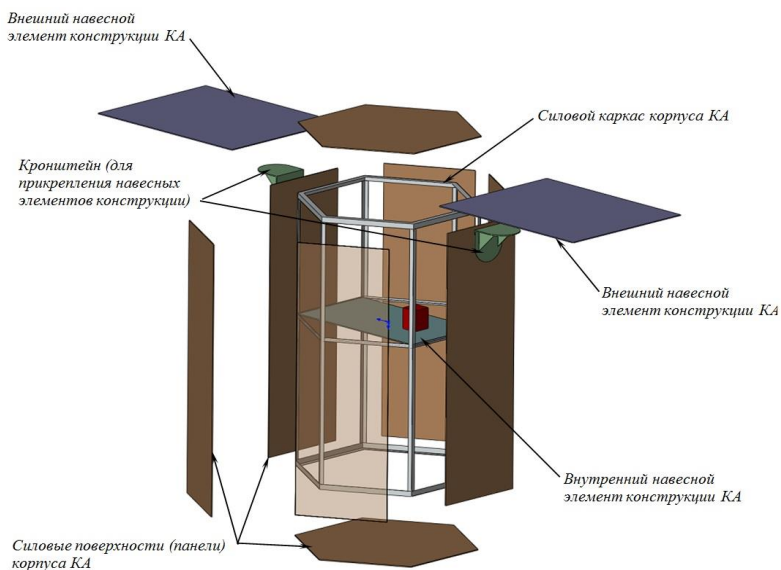


Рис. 3.48. Пример, показывающий основные элементы конструкции КА

Б) Конструктивно-компоновочная схема КА

Одним из результатов проектных работ является конструктивно-компоновочная схема КА. Предварительно создается компоно-

вочная схема КА, т.е. схема на которой можно увидеть геометрическую форму спутника, а также оборудование и элементы конструкции из которых этот аппарат состоит. На обычной компоновочной схеме, как правило, даются обозначения составных частей, но не указываются размеры этих частей и всего спутника в целом. На рисунке 3.49 показан пример компоновочной схемы КА ДЗЗ «АИСТ-2Д».

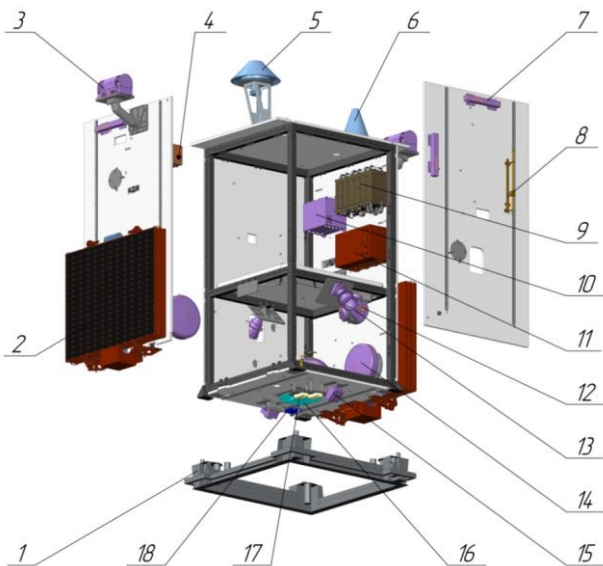


Рис. 3.49. Компоновочная схема КА ДЗЗ «АИСТ-2Д» [7]

Из компоновочной схемы на рисунке 3.49 мы можем определить: из каких составных элементов состоит КА, что к чему крепится. Но по этой схеме мы не можем определить геометрические размеры составных элементов КА и их соединительные размеры.

Конструктивно-компоновочная схема обладает большей информативностью, в ней уже присутствуют габаритные и соединительные размеры составных частей КА и всего спутника в целом. Также прорисовываются все основные элементы конструкции КА, отмечается расположение осей связанной системы координат и положение центра масс.

На рисунке 3.50 показан пример одного из изображений конструктивно-компоновочной схемы КА класса «АИСТ-2».

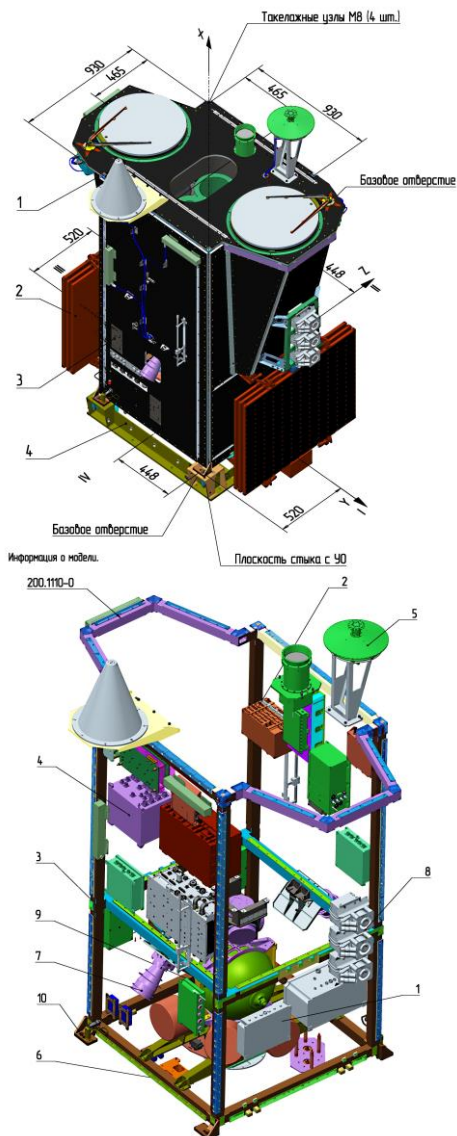


Рис. 3.50. Пример изображений конструктивно-компоновочной схемы КА класса «АИСТ-2» [11]

4 ПРИМЕРЫ ЧАСТНЫХ ЗАДАЧ РАСЧЕТА ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Процесс проектирования КА является сложным творческим процессом, который осуществляет коллектив инженерно-технических работников. С одной стороны формальным результатом проектной работы является проектная документация с описанием разрабатываемого проекта по существующим стандартам содержания подобных документов. С другой стороны процесс проектирования сопровождается большим количеством расчетов различных проектных характеристик будущего КА. Указанные расчеты осуществляются по разнообразным моделям (*моделям движения, геометрическим моделям, прочностным моделям, химическим моделям и др.*).

В настоящем учебном пособии рассмотрим некоторые частные примеры расчета проектных характеристик КА по упрощенным математическим моделям с целью первоначального знакомства с задачами проектирования.

4.1 Расчет массы рабочего тела для реактивного двигателя разгонного блока

На ранних этапах проектирования проводятся расчеты массовых характеристик КА. Одним из частных видов расчетов является оценка массы топлива, требуемого для совершения перелетов между орбитами. Познакомимся с подобным видом проектного расчета на примере 8.

Пример 8

Имеется КА массой 750 кг, который должен функционировать на круговой орбите высотой 19000 км. Ракета-носитель вывела КА и разгонный блок на опорную круговую орбиту высотой 200 км в той же плоскости. Сухая масса разгонного блока (*масса конструкции*) составляет 900 кг. Реактивный двигатель разгонного блока имеет си-

лу тяги 30000 Н, удельный импульс 3070 м/с. Требуется рассчитать массу топлива для разгонного блока, требуемую для перелета с опорной орбиты на рабочую орбиту КА. Определить общее моторное время работы реактивного двигателя.

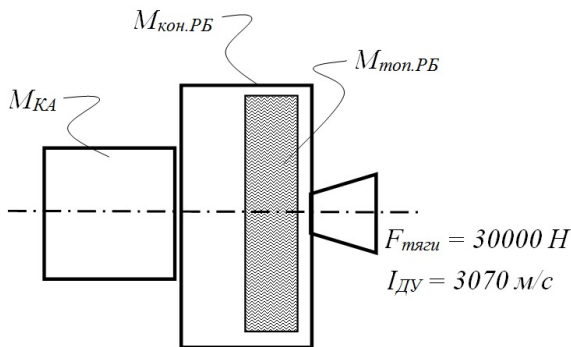


Рис. 4.1. Иллюстрация к примеру 8

Решение

1) Определим суммарное приращение скорости, требуемое ИСЗ для перемещения с круговой орбиты с высотой $H_{кр1} = 200 \text{ км}$ на круговую орбиту $H_{кр2} = 19000 \text{ км}$:

$$\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_1 + \Delta V_2, \quad \Delta V_1 = V_{\pi} - V_{кр1}, \quad \Delta V_2 = V_{кр2} - V_{\alpha},$$

$$r_{кр1} = H_{кр1} + R_3 = 200 \text{ км} + 6371 \text{ км} = 6571 \text{ км},$$

$$r_{кр2} = H_{кр2} + R_3 = 19000 \text{ км} + 6371 \text{ км} = 25371 \text{ км},$$

$$r_{\pi} = 6571 \text{ км}, \quad r_{\alpha} = 25371 \text{ км},$$

$$a = \frac{r_{\pi} + r_{\alpha}}{2} = \frac{6571 \text{ км} + 25371 \text{ км}}{2} = 15971 \text{ км},$$

$$V_{кр1} = \sqrt{\mu_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{кр1}} - \frac{1}{r_{кр1}} \right)} = \sqrt{3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2 \cdot \left(\frac{1}{6571 \text{ км}} \right)} = 7,789 \text{ км/с},$$

$$V_{кр2} = \sqrt{\mu_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{кр2}} - \frac{1}{r_{кр2}} \right)} = \sqrt{3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2 \cdot \left(\frac{1}{25371 \text{ км}} \right)} = 3,964 \text{ км/с},$$

$$V_{\pi} = \sqrt{\mu_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{\pi}} - \frac{1}{a} \right)} = \sqrt{3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2 \cdot \left(\frac{2}{6571 \text{ км}} - \frac{1}{15971 \text{ км}} \right)} = 9,817 \text{ км/с}$$

$$V_{\alpha} = \sqrt{\mu_3 \cdot \left(\frac{2}{r_{\alpha}} - \frac{1}{a} \right)} = \sqrt{3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2 \cdot \left(\frac{2}{25371 \text{ км}} - \frac{1}{15971 \text{ км}} \right)} = 2,543 \text{ км/с}$$

$$\Delta V_1 = V_{\pi} - V_{\text{кр}1} = 9817 - 7789 = 2028 \text{ м/с},$$

$$\Delta V_2 = V_{\text{кр}2} - V_{\alpha} = 3964 - 2543 = 1421 \text{ м/с},$$

$$\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_1 + \Delta V_2 = 2028 + 1421 = 3449 \text{ м/с}.$$

2) С помощью уравнения Циолковского рассчитаем массу топлива для сообщения КА приращения скорости ΔV_{Σ} :

$$\Delta V_{\Sigma} = I \cdot \ln \left(\frac{m_{\text{КА}} + m_{\text{РБ}} + m_{\text{T}}}{m_{\text{КА}} + m_{\text{РБ}}} \right), \quad (4.1)$$

где I – удельный импульс реактивного двигателя разгонного блока ($I = 3070 \text{ м/с}$); $m_{\text{КА}}$ – масса КА ($m_{\text{КА}} = 750 \text{ кг}$); $m_{\text{РБ}}$ – сухая масса разгонного блока ($m_{\text{РБ}} = 900 \text{ кг}$); m_{T} – масса топлива для разгонного блока.

Преобразуем выражение 4.1:

$$e^{\frac{\Delta V_{\Sigma}}{I}} = \frac{m_{\text{КА}} + m_{\text{кон.РБ}} + m_{\text{мон.РБ}}}{m_{\text{КА}} + m_{\text{кон.РБ}}}, \quad m_{\text{мон.РБ}} = \left(e^{\frac{\Delta V_{\Sigma}}{I}} - 1 \right) \cdot (m_{\text{КА}} + m_{\text{кон.РБ}}).$$

$$\text{Соответственно, } m_{\text{мон.РБ}} = \left(e^{\frac{3449}{3070}} - 1 \right) \cdot (750 \text{ кг} + 900 \text{ кг}) \approx 3424 \text{ кг}.$$

3) Определим общее моторное время работы реактивного двигателя. Для этого используем выражение:

$$m_{\text{мон.РБ}} = \dot{m}_{\text{мон.РБ}} \cdot t_{\text{мот}} = \frac{F_{\text{T}}}{I} \cdot t_{\text{мот}}, \quad (4.2)$$

где $\dot{m}_{\text{мон.РБ}}$ – секундный расход массы топлива в реактивном двигателе; F_{T} – сила тяги реактивного двигателя.

$$\text{Соответственно, } t_{\text{мот}} = m_{\text{мон.РБ}} \cdot \frac{I}{F_{\text{T}}} = 3424 \text{ кг} \cdot \frac{3070 \text{ м/с}}{30000 \text{ Н}} \approx 5,8 \text{ мин}.$$

4.2 Расчет массогабаритных проектных характеристик телескопического комплекса космического аппарата по статистическим моделям

Еще один вид расчета массовых и геометрических характеристик целевой аппаратуры КА по статистическим моделям на ранних этапах проектирования. Познакомимся с подобным проектным расчетом на примере 9.

Пример 9

Требуется рассчитать массу телескопического комплекса КА. Известно, что КА будет функционировать на круговой орбите высотой 350 км. Используется зеркально-линзовая система телескопа. Детальность получаемых изображений должна быть не хуже 1 метра. В оптико-электронных преобразователях используются ПЗС-элементы размером 6 мкм. Ширина полосы обзора должна быть 30 км. На рисунке 4.2 приведены обозначения нескольких, необходимых для расчета, характеристик.

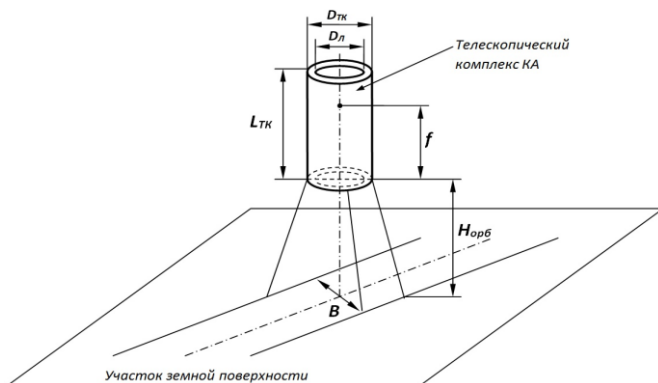


Рис. 4.2. Иллюстрация к примеру 9

Решение

1) На рисунке 4.2 приведены следующие обозначения: L_{TK} – длина телескопического комплекса; D_{TK} – диаметр телескопического комплекса; D_L – диаметр оптического элемента телескопа (линзы)

или зеркала); f – фокусное расстояние оптической системы телескопа; H_{orb} – высота орбиты КА; B – ширина полосы обзора

2) В расчетах будут использованы коэффициенты, полученные на основе обработки статистических данных по ранее созданным аналогичным КА. Это следующие статистические коэффициенты [12].

$k_{ПР}$ – коэффициент превышения диаметра оптической линзы (зеркала) над шириной ПЗС-линейки (*этот коэффициент для современных лучших оптических систем по статистике находится в пределах от трех до четырех единиц, то есть $k_{ПР} = 3..4$, и выбирается исходя из условий минимизации искажений*);

$k_{ТК}$ – коэффициент превышения диаметра корпуса телескопического комплекса над диаметром оптического элемента (линзы или зеркала), по статистическим данным $k_{ТК} = 1,1..1,2$;

k_f – коэффициент превышения фокусного расстояния телескопического комплекса над его длиной (*для современных лучших оптических систем $k_f = 3..4$*);

$M_{ТК}^{уд}$ – удельная масса телескопического комплекса, которая по данным статистики принимаем $130..180 \text{ кг/м}^3$.

3) Рассчитаем фокусное расстояние оптической аппаратуры используя математическое выражение из [12]:

$$f \geq \frac{L_{ПЗС}}{D} \cdot H_{orb}, \quad (4.3)$$

где $L_{ПЗС}$ – размер одного ПЗС-элемента оптико-электронного преобразователя; D – детальность изображения.

$$\text{Соответственно, } f \geq \frac{6 \cdot 10^{-6} \text{ м}}{1 \text{ м}} \cdot 350 \cdot 10^3 \text{ м} = 2,1 \text{ м}.$$

4) Рассчитаем ширину ПЗС-линейки, исходя из условий покрытия заданной полосы обзора B , по выражению из [12]:

$$L_{ПЗС-линейки} = \frac{B \cdot f}{H_{orb}}, \quad (4.4)$$

$$L_{ПЗС-линейки} = \frac{30 \text{ км} \cdot 2,1 \text{ м}}{350 \text{ км}} = 0,18 \text{ м}$$

5) Определим диаметр оптического элемента (*линзы или зеркала*) телескопического комплекса КА по выражению (4.5):

$$D_{\text{Л}} = k_{\text{ПР}} \cdot L_{\text{ПЗС-линейки}} \quad (4.5)$$

$D_{\text{Л}} = 3 \cdot 0,18 \text{ м} \dots 4 \cdot 0,18 \text{ м} = 0,54 \text{ м} \dots 0,72 \text{ м}$, принимаем для дальнейших расчетов $D_{\text{Л}} = 0,7 \text{ м}$

6) Определим диаметр телескопического комплекса КА по выражению (4.6):

$$D_{\text{ТК}} = k_{\text{ТК}} \cdot D_{\text{Л}} \quad (4.6)$$

$D_{\text{ТК}} = 1,1 \cdot 0,7 \text{ м} \dots 1,2 \cdot 0,7 \text{ м} = 0,77 \text{ м} \dots 0,84 \text{ м}$, принимаем для дальнейших расчетов $D_{\text{ТК}} = 0,8 \text{ м}$.

7) Определим длину телескопического комплекса $L_{\text{ТК}}$ по выражению (4.7):

$$L_{\text{ТК}} = \frac{f}{k_f}, \quad (4.7)$$

$L_{\text{ТК}} = \frac{2,1 \text{ м}}{4} \dots \frac{2,1 \text{ м}}{3} = 0,53 \text{ м} \dots 0,7 \text{ м}$, принимаем для дальнейших расчетов $L_{\text{ТК}} = 0,7 \text{ м}$.

8) Определим объем телескопического комплекса по выражению (4.8):

$$V_{\text{ТК}} = \frac{\pi \cdot D_{\text{ТК}}^2}{4} \quad (4.8)$$

$$V_{\text{ТК}} = \frac{\pi \cdot 0,8 \text{ м} \cdot 0,8 \text{ м}}{4} = 0,5024 \text{ м}^3$$

9) Определим массу телескопического комплекса [12]:

$$M_{\text{ТК}} = M_{\text{ТК}}^{\text{уд}} \cdot V_{\text{ТК}}$$

$$M_{\text{ТК}} = 130 \cdot 0,5024 \dots 180 \cdot 0,5024 = 65,31 \text{ кг} \dots 90,43 \text{ кг} \quad (4.9)$$

10) На основе проведенных расчетов можно сделать вывод, что по расчетам на основе статистических данных масса телескопического комплекса будет составлять от 66 кг до 90 кг.

4.3 Расчет длины гравитационной штанги для малого космического аппарата

В следующем примере рассматривается задача выбора характеристик гравитационной штанги для малого КА. Для расчетов ис-

пользуются упрощенные математические модели уровня старших классов средней школы.

Пример 10

Имеется малый КА в форме квадрата с размером ребра $a = 1\text{ м}$ (см. рис. 4.3). Масса КА без гравитационной штанги составляет $m_1 = 500\text{ кг}$. На расстоянии $b = 0,4\text{ м}$ от центра корпуса КА (точка O_1) к верхней грани крепится гравитационная штанга в форме вытянутого тонкого стержня длиной l . Центра масс гравитационной штанги O_2 распложен на расстоянии $l/2$ от ее края, центр масс корпуса КА расположен в точке O_1 . Точка O – центр масс КА с гравитационной штангой. Удельная масса единицы длины гравитационной штанги $m_{\text{уд.шт}} = 1\text{ кг/м}$. На КА действует постоянный момент внешних возмущающих сил $M_{\text{возм}} = 1\text{ Нм}$. Высота орбиты $H = 300\text{ км}$.

Требуется определить длину гравитационной штанги l такую, чтобы гравитационный момент $M_{\text{ГРАВ}}$ был способен удерживать угловое положение КА по тангажу в пределах $\varphi = \pm 5$ град.

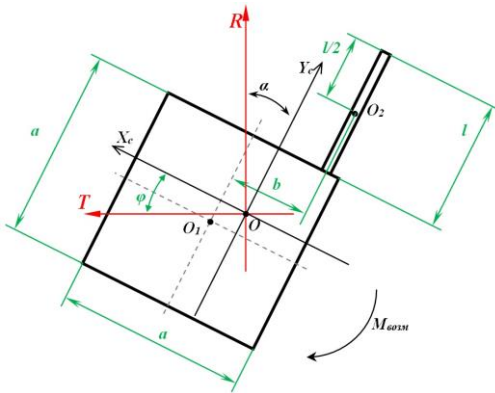


Рис. 4.3. Иллюстрация к примеру 10

Решение

1) Выведем выражения для вычисления положения нового центра масс КА при установке на него гравитационной штанги. Для этого рассмотрим рисунок 4.4.

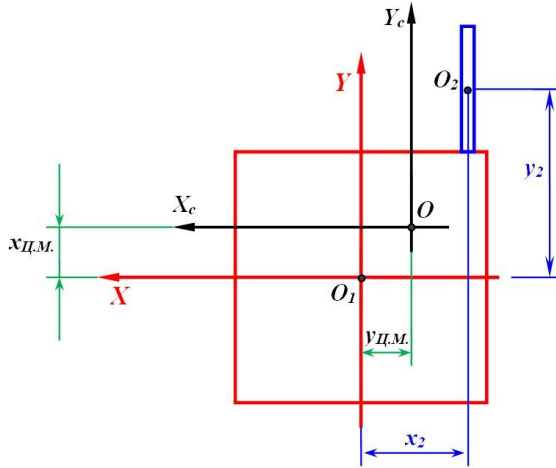


Рис. 4.4. К определению центра масс КА с гравитационной штангой

На рисунке 4.4 O_1XY – система координат, связанная с центром масс корпуса КА без гравитационной штанги. То есть при размещении гравитационной штанги на корпусе общий центр масс КА из точки O_1 переместится в точку O . Запишем уравнения вычисления координат нового центра масс:

$$x_{ц.м.} = \frac{\sum_{i=1}^N m_i \cdot x_i}{\sum_{i=1}^N m_i}, \quad y_{ц.м.} = \frac{\sum_{i=1}^N m_i \cdot y_i}{\sum_{i=1}^N m_i}, \quad (4.10)$$

Соответственно, для нашей задачи получим:

$$x_{ц.м.} = \frac{m_1 \cdot x_1 + m_2 \cdot x_2}{m_1 + m_2} = \frac{m_1 \cdot 0 + m_2 \cdot b}{m_1 + m_2};$$

$$y_{ц.м.} = \frac{m_1 \cdot y_1 + m_2 \cdot y_2}{m_1 + m_2} = \frac{m_1 \cdot 0 + m_2 \cdot \left(\frac{a}{2} + \frac{l}{2}\right)}{m_1 + m_2}; \quad (4.11)$$

где $m_2 = m_{\text{гравитационной штанги}} \cdot l$ – масса гравитационной штанги.

В итоге получаем выражения (4.12):

$$x_{ц.м.} = \frac{m_{\text{гравитационной штанги}} \cdot l \cdot b}{m_1 + m_{\text{гравитационной штанги}} \cdot l}; \quad y_{ц.м.} = \frac{1}{2} \cdot \frac{m_{\text{гравитационной штанги}} \cdot l \cdot (a + l)}{m_1 + m_{\text{гравитационной штанги}} \cdot l} \quad (4.12)$$

2) Запишем выражения для определения гравитационного момента $M_{ГРАВ}$. Для этого рассмотрим рисунок 4.5.

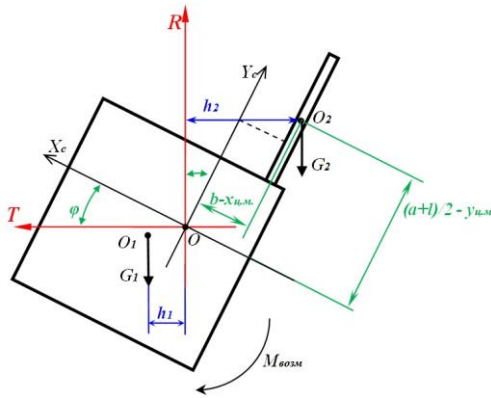


Рис. 4.5. К определению гравитационного момента

Из рисунка 4.5 следует, что гравитационный момент определяется следующим образом:

$$M_{эрав} = G_1 \cdot h_1 - G_2 \cdot h_2, \quad (4.13)$$

Так как линейные размеры КА очень малы по сравнению с расстоянием от центра масс КА до центра Земного шара, то пренебрежем отличием высот положения центров масс m_1 и m_2 (точки O_1 и O_2) над Землей от высоты центра масс КА (точка O) на Землей. Тогда гравитационные силы можно определить по выражениям (4.14):

$$G_1 = \mu \frac{m_1}{(R_3 + H)^2},$$

$$G_2 = k_{откл} \cdot \mu \frac{m_2}{(R_3 + H)^2} = k_{откл} \cdot \mu \frac{m_{уд.ит.} \cdot l}{(R_3 + H)^2}, \quad (4.14)$$

где $k_{откл}$ – поправочный коэффициент, учитывающий упрощение и неточность модели определения гравитационной силы, действующей на штангу (принимается $k_{откл} = 10^{-3}$).

Проведя анализ геометрии КА, запишем выражения для определения плеч гравитационных моментов от сил G_1 и G_2 :

$$h_1 = \frac{x_{Ц.М.}}{\cos\varphi} + \sin\varphi \cdot [y_{Ц.М.} - x_{Ц.М.} \cdot tg\varphi],$$

$$h_2 = \frac{(b - x_{Ц.М.})}{\cos\varphi} + \frac{1}{2} \cdot \sin\varphi \cdot [a + l - (b - x_{Ц.М.}) \cdot tg\varphi], \quad (4.15)$$

3) В MS Excel подготовим таблицы со следующими исходными данными (см. рис. 4.6):

Размер ребра корпуса КА (а), м	Масса КА без штатки (m1), кг	Расстояние размещения штатки (b), м	Удельная масса единицы длины гр. штатки (mu), кг/м	Высота орбиты КА, км	Возмущающий момент (Мо), Нм	Предельный угол отклонения КА по тангажу, град	гравитационная постоянная
1	900	0,4	1	300	1	5	398600

Длина штатки, м	X _{Ц.М.} , м	Y _{Ц.М.} , м	G1, Н	G2, Н	h1, м	h2, м	Mгр _в , Нм	ΔM, Нм
0,1								
0,2								
0,3								
0,4								
0,5								
0,6								
0,7								
0,8								
0,9								
1								
1,1								
1,2								

Рис. 4.6. Исходные данные для расчетов

Запрограммируем все столбцы на рисунке 4.6 используя выражения (4.11)-(4.15). Кроме этого введем столбец с параметром ΔM , который определяется по выражению (4.16):

$$\Delta M = M_{ГР\text{АВ}}(\varphi_{пред}) - M_{ВОЗМ}, \quad (4.16)$$

где $\varphi_{пред}$ – предельный угол отклонения в направлении вращения от возмущающего момента.

4) Соответственно, гравитационный момент $M_{ГР\text{АВ}}$ будет удерживать положение КА по углу тангажа в заданных пределах $\varphi = \pm 5 \text{ град}$, если выполняется неравенство (4.17):

$$\Delta M \geq 0, \quad (4.17)$$

В наших расчетах мы получаем следующий график зависимости $\Delta M(l)$ (см. рис. 4.7):

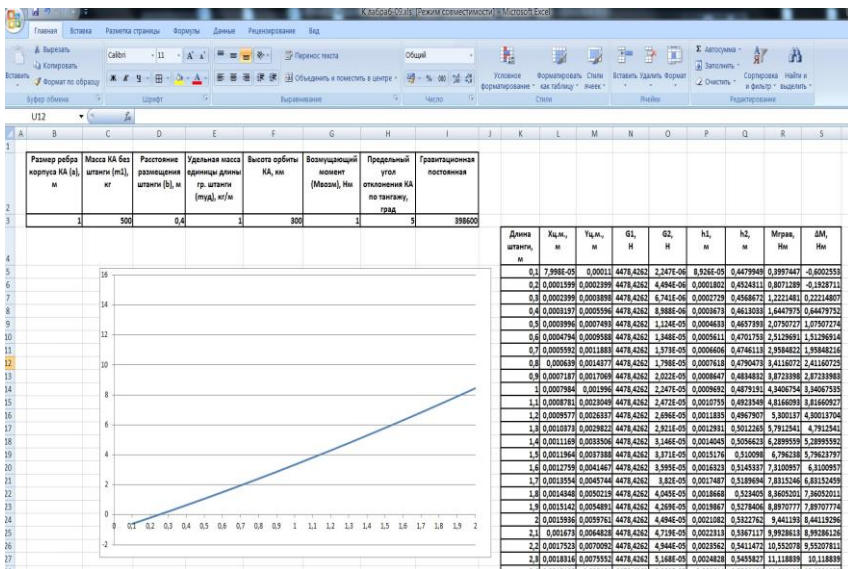


Рис. 4.7. Результаты расчетов

Из рисунка 4.7 видно, что гравитационный момент $M_{ГРАВ}$ способен компенсировать воздействие возмущающего момента $M_{ВОЗМ}$ на предельном угле отклонения по тангажу $\varphi = \pm 5 \text{ град}$ при длине гравитационной штанги $l = 0,3 \text{ м}$.

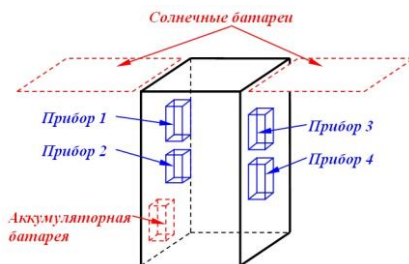
4.4 Расчет площади солнечных батарей и ёмкости аккумуляторных батарей солнечной энергоустановки космического аппарата

Одной из частных проектных задач является расчет потребных площади солнечных батарей и ёмкости аккумуляторных батарей солнечной энергоустановки КА. Познакомимся с подобными расчетами на примере 11.

Пример 11

Имеется проектируемый околоземный КА. Высота круговой орбиты КА $H_{orb} = 300$ км. В бортовой состав КА входят четыре электрических прибора (см. рис. 4.8), характеристики энерго-потребления которых приведены в таблице на рисунке. Известно, что $\cos\alpha_{cp} = 0,6$. Солнечные батареи КА собираются на основе кремния, соответственно удельная мощность $N_{CB}^{y0} = 140$ Вт/м². Напряжение в бортовой электрической цепи $U_{BA} = 27$ В. Считаем, что КА на каждом витке находится в тени Земли время $t_{тени} = 0,3 \cdot T$, где T – период обращения КА. Считаем что все приборы на каждом витке включаются в момент времени $t = 0$.

Требуется определить: необходимую площадь солнечных батарей S_{CB} и ёмкость аккумуляторных батарей C_{AB} .



Номер прибора	Электрическая мощность N_i , Вт	Время работы прибора на одном витке Δt_i , сек
1	30	5000
2	100	4000
3	500	1500
4	40	5000

Рис. 4.8. Иллюстрация к примеру 11

Решение

1) Рассчитаем период обращения проектируемого КА используя выражение из предыдущих лабораторных работ:

$$T = 2 \cdot \pi \cdot \frac{a^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{\mu}} = 2 \cdot \pi \cdot \frac{(6371 + 300)^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{398600}} \approx 5419,7 \text{ сек};$$

2) Рассчитаем средневитковую мощность энергопотребления на борту КА из условия:

$$E_{CB} = E_{приб}, \quad (4.18)$$

где E_{CB} – электрическая энергия поступившая за период T от солнечных батарей [Дж]; $E_{приб}$ – электрическая энергия, потребленная приборами за период T .

Учитывая то, что энергия равняется произведению мощности на время, получаем выражение:

$$N_{cp} \cdot T = N_1 \cdot \Delta t_1 + N_2 \cdot \Delta t_2 + N_3 \cdot \Delta t_3 + N_3 \cdot \Delta t_3 = \sum_{i=1}^4 (N_i \cdot \Delta t_i), \quad (4.19)$$

Соответственно

$$N_{cp} = \frac{1}{T} \sum_{i=1}^4 (N_i \cdot \Delta t_i) = \frac{1}{5419,7} \cdot (30 \cdot 5000 + 100 \cdot 4000 + 500 \cdot 1500 + \dots) \approx 251,8 \text{ Вт}$$

3) Определим площадь солнечных батарей из выражений (3):

$$S_{CB} = \frac{N_{cp}}{N_{CB}^{y\delta} \cdot \cos \alpha_{cp}} = \frac{251,8}{140 \cdot 0,6} \approx 3 \text{ м}^2.$$

4) Определим время пребывания КА в тени Земли:

$$t_{тени} = 0,3 \cdot T = 0,3 \cdot 5419,7 = 1625,9 \text{ сек.}$$

5) Определим время работы каждого из приборов в тени Земли:

$$\Delta t_1^{тени} = \Delta t_1 - (T - t_{тени}) = 5000 - (5419,7 - 1625,9) = 1206,2 \text{ сек,}$$

$$\Delta t_2^{тени} = \Delta t_2 - (T - t_{тени}) = 4000 - (5419,7 - 1625,9) = 206,2 \text{ сек,}$$

$$\Delta t_3^{тени} = \Delta t_3 - (T - t_{тени}) = 1500 - (5419,7 - 1625,9) = -2293,2 < 0 \text{ сек,}$$

значит $\Delta t_3^{тени} = 0 \text{ сек.}$

$$\Delta t_2^{тени} = \Delta t_2 - (T - t_{тени}) = 5000 - (5419,7 - 1625,9) = 1206,2 \text{ сек,}$$

6) Определим суммарную энергию, потребляемую приборами на теневом участке:

$$E_{тени} = \sum_{i=1}^4 (N_i \cdot \Delta t_i^{тени}) = (30 \cdot 1206,2 + 100 \cdot 206,2 + 500 \cdot 0 + 40 \cdot 1206,2) \approx 105054 \text{ Дж}$$

7) Определим необходимую емкость аккумуляторных батарей из выражения (4.19):

$$U_{БА} \cdot C_{АБ} \cdot 3600 = E_{мени}, \quad (4.19)$$

Соответственно

$$C_{АБ} = \frac{E_{мени}}{U_{БА}} = \frac{105054}{27 \cdot 3600} \approx 1,08 \text{ А} \cdot \text{ч}.$$

4.5 Расчет площади радиационного теплообменника космического аппарата

При выборе характеристик оборудования для обеспечения теплового режима на борту КА возникает проектная задача расчета потребной площади радиационного теплообменника. Для ознакомления рассмотрим пример 12.

Пример 12

Проектируется КА со следующими характеристикам: площадь поверхности КА $S_{нов} = 10 \text{ м}^2$; оптический коэффициент поглощения солнечного излучения поверхностью КА $A_s = 0,2$; коэффициент степени черноты поверхности КА $\varepsilon_w = 0,1$. Внутри КА расположены три прибора с мощностями энергопотребления: $N_1 = 100 \text{ Вт}$, $N_2 = 80 \text{ Вт}$, $N_3 = 50 \text{ Вт}$ соответственно.

Для обеспечения теплового режима и выброса в космическое пространство излишнего тепла на КА установлен радиационный теплообменник с жалюзи, которые периодически закрывают его (см. рис. 4.9). Радиационный теплообменник имеет форму прямоугольного листа толщиной $\delta_{PTO} = 0,005 \text{ м}$ и площадью S_{PTO} . Радиационный теплообменник сделан из материала с плотностью $\rho_{PTO} = 2300 \text{ кг/м}^3$, удельной теплоемкостью $c_{PTO} = 930 \text{ КДж/кг} \cdot \text{К}$, степенью черноты внешней поверхности $\varepsilon_w^{PTO} = 0,3$ и начальной температурой поверхности $T_{нач} = 20^\circ \text{ С}$.

Считаем, что все приборы мгновенно передают свою мощность на радиационный теплообменник, а внешние тепловые потоки непрерывно действуют на всю поверхность КА.

Требуется подобрать такую площадь радиационного теплообменника S_{PTO} , чтобы за период в 25 часов температура его поверхности отклонилась от начальной $T_{нач}$ не более чем на 1 градус.

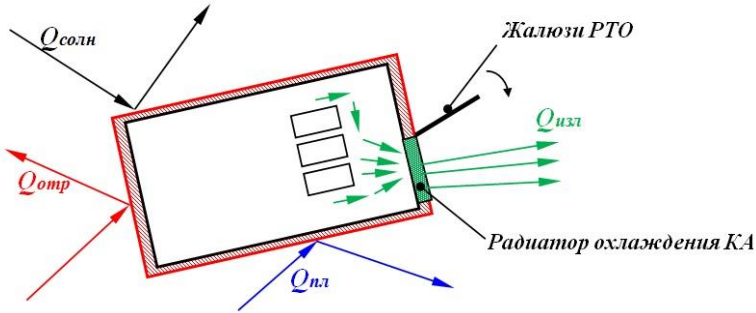


Рис. 4.9. Иллюстрация к примеру 12

Решение

1) Уравнение теплового баланса для радиационного теплообменника запишется следующим образом:

$$c_{PTO} \cdot m_{PTO} \cdot \frac{dT_{PTO}}{dt} = A_S \cdot (Q_{солн} + Q_{отп}) + \varepsilon_W \cdot Q_{пл} + \sum_{i=1}^3 N_i - S_{PTO} \cdot \varepsilon_W^{PTO} \cdot \sigma \cdot T_{PTO}^4(t),$$

или

$$dT_{PTO} = \frac{1}{c_{PTO} \cdot m_{PTO}} \cdot \left[A_S \cdot (Q_{солн} + Q_{отп}) + \varepsilon_W \cdot Q_{пл} + \sum_{i=1}^3 N_i - S_{PTO} \cdot \varepsilon_W^{PTO} \cdot \sigma \cdot T_{PTO}^4(t) \right] \cdot dt,$$

2) С другой стороны изменение температуры внешней поверхности можно определить из выражения:

$$dT_{PTO} = T_{PTO}(t + dt) - T_{PTO}(t), \quad (4.20)$$

где t – текущее время полета КА.

3) В результате получим следующую зависимость температуры поверхности радиатора от текущего времени полета:

$$T_{PTO}(t + dt) = T_{PTO}(t) + \frac{1}{c_{PTO} \cdot m_{PTO}} \cdot \left[A_S \cdot (Q_{солн} + Q_{отп}) + \varepsilon_W \cdot Q_{пл} + \sum_{i=1}^3 N_i - S_{PTO} \cdot \varepsilon_W^{PTO} \cdot \sigma \cdot T_{PTO}^4(t) \right] \cdot dt$$

Решая данное дифференциальное уравнение численным способом можно получить зависимость $T_{PTO}(t)$ на заданном временном интервале и провести оценку изменения температуры.

4) К примеру, если решать данную задачу с помощью MS Excel, то для начала следует сформировать исходные данные в следующей форме (см. рис. 4.10).

Q33	A	B	C	D	E	F	G	H	I
1									
2		<u>1) Характеристики поверхности КА</u>						<u>7) Параметры расчета</u>	
3		Площадь поверхности КА, м2	As	Ew				Интервал расчета, час	
4		10	0,2	0,1				25	
5									
6									
7									
8		<u>2) Параметры солнечного излучения</u>							
9		Температура Солнца, К	Радиус Солнца, м	Расстояние от Солнца до КА, м	Коэф-т Ст-на Больцмана	Коэф-т ослабления			
10		5755	6,96E+08	1,495E+11	0,000000567	0,000483			
11		Уд. мощ-ть Соля излучения, qсоля, Вт/м2							
12		1398,555							
13									
14									
15									
16									
17		<u>3) Параметры тепловых потоков от Земли</u>							
18		Альбеде Земли	Высота орбиты, км	cos ψ					
19		0,29	300	1					
20									
21		Во	Уд. мощн-ть qотр, Вт/м2	Уд. мощн-ть qпл, Вт/м2					
22		0,955029231	330,3935019	349,2728288					
23									
24									
25									
26		<u>4) Параметры тепловыделений от приборов</u>							
27		Мощность N1, Вт	Мощность N2, Вт	Мощность N3, Вт					
28		100	80	50					
29									
30									
31									
32		<u>5) Параметры радиационного теплообменника</u>							
33		Удельная теплоемкость РТО, Дж/кгК	Толщина стенки радиатора, м	Плотность РТО, кг/м3	Ew	Коэф-т Ст-на Больцмана	Начальная температура, цельсий	Площадь РТО, м2	
34		930000	0,005	2300	0,3	0,000000567	20	1,2	
35									
36		Масса РТО, кг							
37		13,8							
38									
39									

Рис. 4.10. Исходные данные для расчета

Обратите внимание, что площадь радиационного теплообменника S_{PTO} присутствует в исходных данных, но выделена красным цветом. Это объясняется тем, что мы далее будем с клавиатуры изменять её, пока не подберем интересующую нас зависимость $T_{PTO}(t)$.

5) Далее сформируем расчетную таблицу (см. рис. 4.11)

Номер точки	Текущее время, сек	Шаг изм. времени, сек.	Сум. Тепл. Приборов, Вт.	Осолн, Вт	Оотр, Вт	Опл, Вт	Оизл, Вт	f	dТ _{рто}	Т _{рто}
1	450	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1504.375	0,00019735	0,088807681	293,00
2	900	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1504.375	0,00019735	0,088807681	293,09
3	1350	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1506.199	0,000197208	0,0887437	293,18
4	1800	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1508.025	0,000197066	0,088697908	293,27
5	2250	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1509.850	0,000196924	0,088651703	293,35
6	2700	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1511.676	0,000196782	0,088551687	293,44
7	3150	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1513.502	0,000196639	0,088487659	293,53
8	3600	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1515.328	0,000196497	0,08842362	293,62
9	4050	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1517.155	0,000196355	0,088359569	293,71
10	4500	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1518.982	0,000196212	0,088295506	293,80
11	4950	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1520.809	0,000196070	0,088231432	293,89
12	5400	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1522.637	0,000195927	0,088167347	293,97
13	5850	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1524.465	0,000195785	0,088103251	294,06
14	6300	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1526.293	0,000195643	0,088039144	294,15
15	6750	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1528.122	0,000195501	0,087975026	294,24
16	7200	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1529.951	0,000195358	0,087910897	294,33
17	7650	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1531.780	0,000195215	0,087846757	294,41
18	8100	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1533.610	0,000195072	0,087782607	294,50
19	8550	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1535.440	0,000194930	0,087718446	294,59
20	9000	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1537.270	0,000194787	0,087654274	294,68
21	9450	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1539.100	0,000194645	0,087590092	294,76
22	9900	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1540.931	0,000194502	0,087525901	294,85
23	10350	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1542.762	0,000194359	0,087461698	294,94
195	87750	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1859.580	0,000169674	0,076353309	309,02
196	88200	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1861.419	0,000169531	0,076288609	309,10
197	88650	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1863.257	0,000169387	0,076224135	309,17
198	89100	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1865.096	0,000169244	0,076159667	309,25
199	89550	450	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1866.935	0,000169101	0,076095207	309,33
200	90000	90	230	13985.55	3303.935019	3492,728	1868.773	0,000168957	0,015206151	309,34

Рис. 4.11. Расчетная таблица

б) Если теперь в ячейку площади РТО (выделено красным на рис. 4.10) ввести значение $S_{PТО} = 3,0 \text{ м}^2$, то получим график зависимости $T_{PТО}(t)$ как на рисунке 4.12.

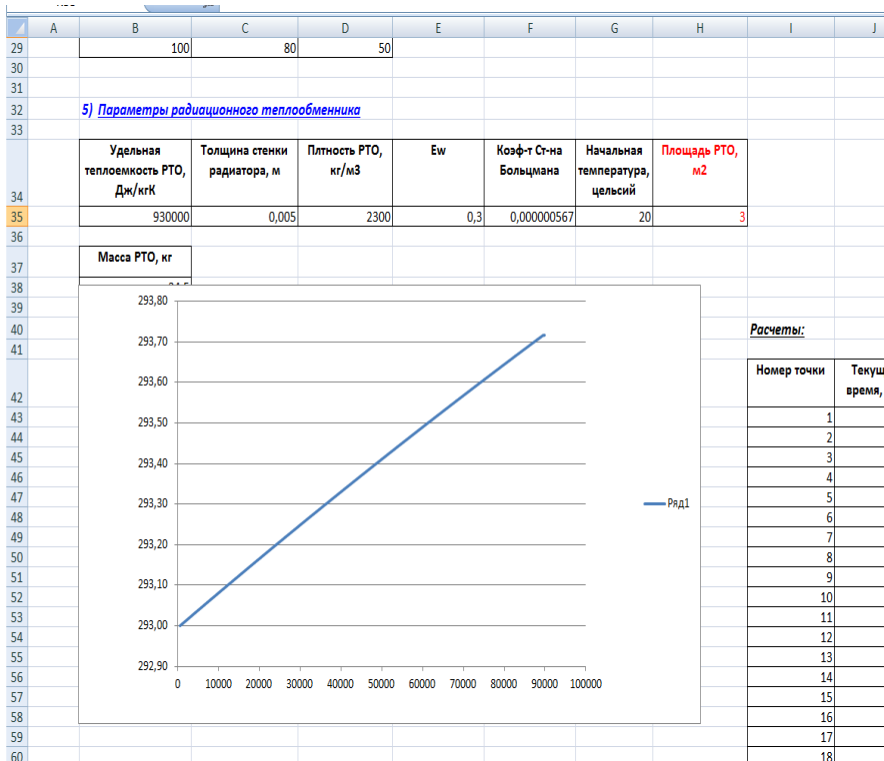


Рис. 4.12. Зависимость $T_{PТО}(t)$ на интервале 25 часов

Из рисунка 4.12 видно, что за период в 25 часов температура внешней поверхности радиационного теплообменника изменилась не более чем на один градус, а следовательно площадь $S_{PТО} = 3,0 \text{ м}^2$ нас удовлетворяет.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В учебном пособии описаны вводные аспекты проектирования космических аппаратов: введение в механику космического полёта; современные области использования космического пространства; введение в основы устройства; частные примеры расчета проектных характеристик.

Учебное пособие предназначено для студентов и бакалавров начальных курсов в рамках дисциплины «Введение в специальную технику» по направлениям 24.05.01 Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов и 24.03.01 Ракетные комплексы и космонавтика.

В первой главе настоящего учебного пособия было дано введение в механику движения космических тел: законы всемирного тяготения и Кеплера; способы описания движения ИСЗ в космическом пространстве.

Во второй главе была описана область использования космического пространства в научных и народно-хозяйственных целях: дано понятие КА; описаны задачи исследования Земли и Космоса; описаны основные аспекты дистанционного зондирования Земли в народно-хозяйственных целях; описаны способы решения задач коммуникации в космическом пространстве; описаны основные способы решения транспортных задач в космическом пространстве.

В третьей главе дано введение в основы устройства КА: описаны основные виды целевой аппаратуры; описано оборудование для управления движением КА; описано оборудование для обеспечения электроэнергией КА; описано оборудование для поддержания теплового режима на КА; описано оборудование для информационного управления КА.

В четвертой главе показаны частные примеры расчета некоторых проектных характеристик компонентов КА.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Нариманов, Г.С. Основы теории полета космических аппаратов [текст]/ Нариманов Г.С., Тихонравов М.К.. – М.: Машиностроение, 1972. – 608 с.;
2. Отображение движения МКС в реальном режиме времени [электронный ресурс] – http://spacegid.com/media/iss_tracker/;
3. Свободная энциклопедия «Википедия» [электронный ресурс] – <https://ru.wikipedia.org/wiki/>
4. Соболев, И. Космические войска запустили европейский спутник [текст] // ж-л Новости космонавтики, №5 (316), 2009, том 19, С. 38 -42;
5. Спутники SWARM займутся изучением земного ядра [электронный ресурс] – <https://topwar.ru/36548-sputniki-swarm-zaymutsya-izucheniem-zemnogo-yadra.html>;
6. Официальный сайт АО «РКЦ «Прогресс» [электронный ресурс] – <https://samSPACE.ru/>;
7. Кирилин, А.Н. Опытно-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д» [текст]/ А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, Е.В. Шахматов, С.И. Ткаченко, А.И. Бакланов, В.В. Салмин, Н.Д. Семкин, И.С. Ткаченко, О.В. Горячкин, – Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2017. – 324 с.: ил.
8. Официальный сайт ПАО «Сатурн» [электронный ресурс] – <http://saturn-kuban.ru/>;
9. Ядерные реакторы в космосе [электронный ресурс] – <https://tnenergy.livejournal.com/12275.html>;
10. Козлов, Д.И. Конструирование автоматических космических аппаратов [текст]/ Д. И. Козлов, Г. П. Аншаков, В. Ф. Агарков и др.- М.: Машиностроение, 1996. – 448 с., ил.;
11. Научно технический отчет по возможности создания космического комплекса стереоскопического наблюдения на базе космической платформы «АИСТ-2», Самара, 2017., – 120 с.;
12. Куренков, В. И. Основы устройства и моделирования целевого функционирования космических аппаратов наблюдения [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, Б. А. Абрамов. – Самара: СГАУ, 2006. – 296 с.
13. Куренков, В.И. Методика выбора основных проектных характеристик и конструктивного облика космических аппаратов наблюдения [Текст]: учеб. пособие / В. И. Куренков, В. В. Салмин, А. Г. Прохоров. – Самара: СГАУ, 2007. – 160 с.

Учебное издание

*Волоцув Владимир Валериевич,
Ткаченко Иван Сергеевич*

ВВЕДЕНИЕ В ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Учебное пособие

Редактор Т.К. Крестина
Компьютерная вёрстка И.П. Ведмидской

Подписано в печать 18.12.18. Формат 60×84 1/16.

Бумага офсетная. Печ. л. 9,0.

Тираж 100 экз. Заказ . Арт. - 2(Р6У)/2018.

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)
443086, САМАРА, МОСКОВСКОЕ ШОССЕ, 34.

Изд-во Самарского университета.
443086, Самара, Московское шоссе, 34.