

Содержание

1. Исходные данные.....	3
2. Предварительные изыскания.....	4
3. Решение задачи верхнего уровня.....	8
3.1 Формирование требований к КС ДЗЗ.....	8
3.2 Постановка задачи верхнего уровня.....	9
3.3 Алгоритм решения задачи верхнего уровня.....	9
3.4 Проектные модели решения задачи верхнего уровня	10
3.5 Выводы.....	12
4. Решение задачи нижнего уровня.....	13
4.1 Формирование требований к КА.....	13
4.2 Постановка задачи нижнего уровня.....	13
4.3 Алгоритм решения задачи нижнего уровня.....	14
4.4 Проектные модели решения задачи нижнего уровня.....	15
4.5 Уточнение модели $M_{\text{ЦСС}}(R/H)$ верхнего уровня.....	21
4.6 Расчет характеристик модуля служебных подсистем	29
4.7 Уточнение характеристик КА.....	
4.8 Выводы.....	
5. Определение затрат на реализацию проекта.....	
6. Разработка конструктивно-компоновочной схемы КА.....	
7. Основные тактико-технические характеристики.....	
8. Выводы.....	
9. Список литературы.....	

Исходные данные на разработку КА мониторинга окружающей среды.

1. Масса КА: 180 кг;
2. Наилучшее пространственное разрешение: 2 м;

3. Тип ЦА: Р&МС;
4. Рабочая частота (номинальная) бортового ПРД ЦИ: 8,2 ГГц;
5. Диаметр наземной антенны (НА) для приема ЦИ, 3,65 м;
6. Суммарная эквивалентная шумовая температура НА, 65° К;
7. Угол возвышения НА: 5°;
8. Кратность фазовой модуляции бортового ПРД: 4;
9. Ширина полосы пропускания наземного приемника ЦИ: 52МГц;
- 10.Прототип: «БелКа-2».

2. Предварительные изыскания.

Определение значения M_{KA}^{i-1} .

Исходя из анализа прототипов можно построить зависимость R/H от M, где R – пространственное разрешение, H – высота орбиты, M – масса аппарата.

Таблица 1

№	Название прототипа	Наилучшее пространственное разрешение R, м	Высота орбиты H, км	R/H x 10 ⁻⁶	Масса КА, кг
	TopSat [6,10]	2,8		4,1	
	Beijing-1[10]			5,7	
	NigeriaSat-2[10]	2,5		3,6	
	OrbView-3[5,7]			2,1	
	БелКа-2[8]	2,1		4,1	
	Ikonos-2[5,7]			1,5	

Для построения зависимости воспользуемся методом наименьших квадратов. В качестве аппроксимирующей функции будем использовать показательную функцию:

$$y = a \cdot x^b$$

После нахождения коэффициентов (см. приложение), получим функцию:

$$R/H(M_{KA}) = 9,6154 \cdot 10^{-5} \cdot M_{KA}^{-0,599}$$

Подставив значения, получим аппроксимирующую функцию:

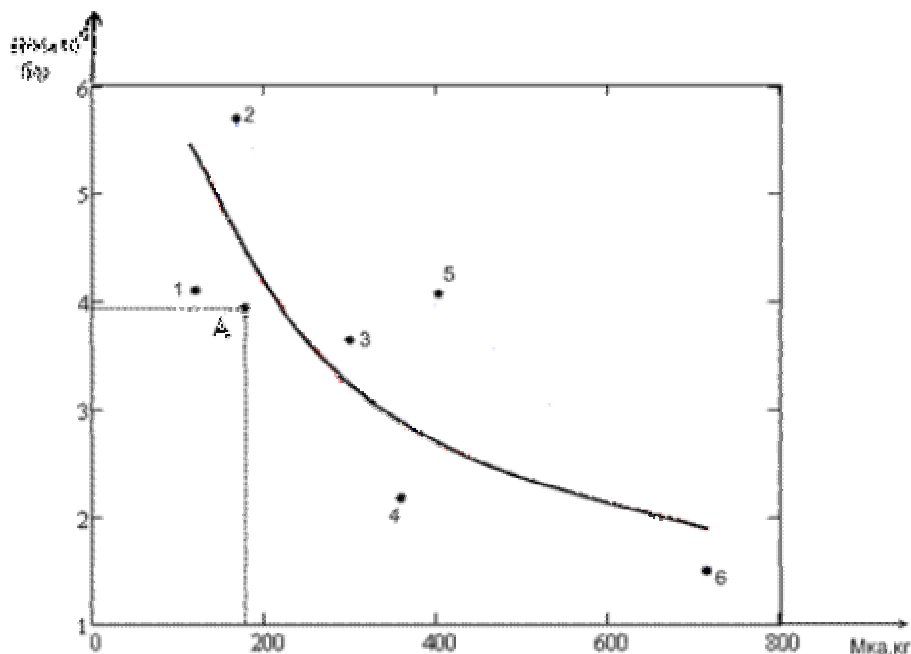


Рис.1 –Зависимость R/H от $M_{ка}$.

А – разрабатываемый аппарат.

Определение значения $M_{цсс}^{i-1}$.

Статистические данные:

Таблица 2

№	Название прототипа	Наилучшее пространственное разрешение R,м	Высота орбиты H, км	R/H x 10-6	Масса МЦА, кг
	Beijing-1[10]			5,7	
	NigeriaSat-2[10]	2,5		3,6	
	TopSat[6,10]	2,8		4,1	
	OrbView-3[5,7]			2,1	
	БелКа-2[8]	2,1		4,1	
	Ikonos-2[5,7]			1,5	

После проведения регрессионного анализа получим аппроксимирующую зависимость:

$$R/H(M_{МЦА}) = 3,5922 \cdot 10^{-5} \cdot M_{цсс}^{-0,579}$$

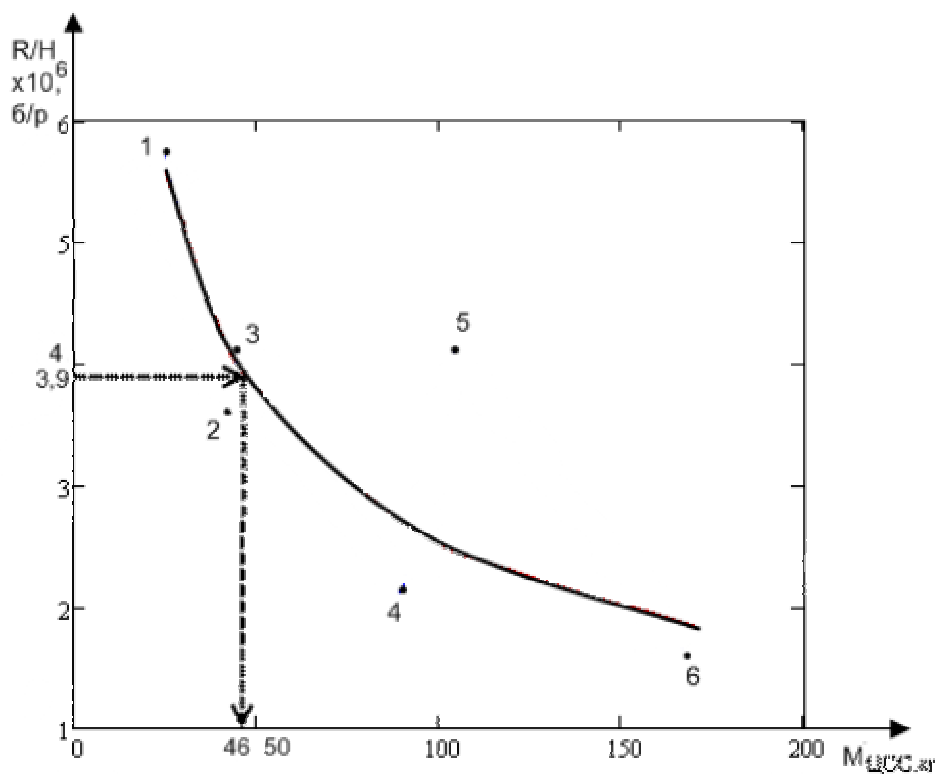


Рис.2 –Зависимость R/H от $M_{\text{ЦСС}}$.

По графику определяем для разрабатываемого аппарата $M_{\text{ЦСС}}=46\text{кг}$.

Определение значения L.

Статистические данные:

Таблица 3

№	Название прототипа	Наилучшее пространственное разрешение R,м	Высота орбиты H, км	R/H x 10-6	Ширина полосы захвата,км
	Ikonos-2[5,7]			1,5	
	OrbView-3[5,7]			2,1	
	NigeriaSat-2[10]	2,5		3,6	
	TopSat[6,10]	2,8		4,1	
	БелКа-2[8]	2,1		4,1	
	Beijing-1[10]			5,7	

После проведения регрессионного анализа получим аппроксимирующую зависимость:

$$L(R/H)=1,924 \cdot 10^5 \cdot (R/H)^{0,745}$$

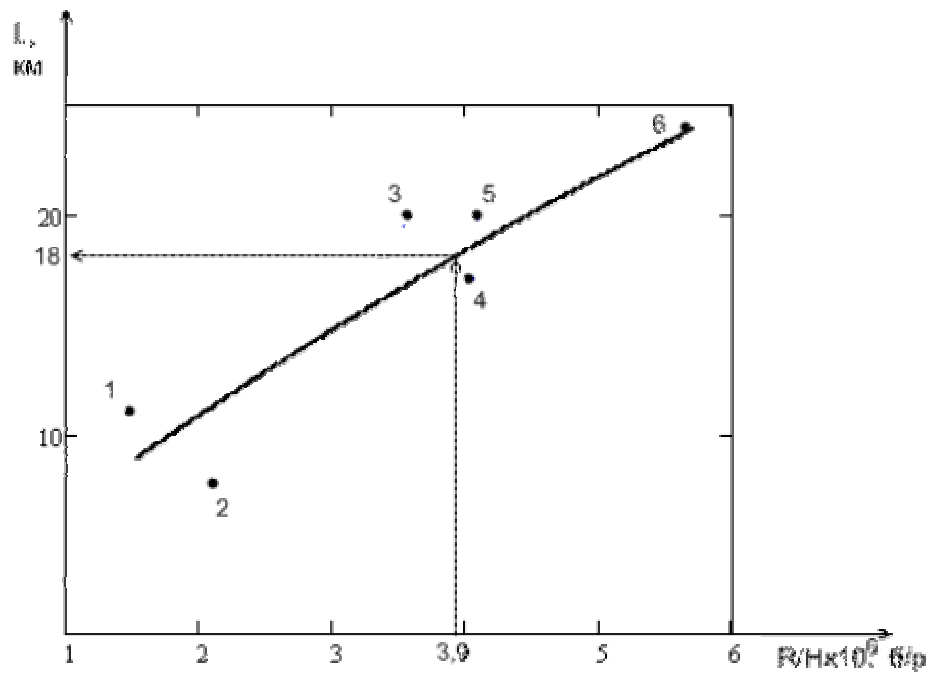


Рис.3 –Зависимость L от R/H.

По графику определяем для разрабатываемого аппарата ширина полосы захвата составляет $L=18\text{ км}$.

Определение значения $\frac{M_{зд}}{M_{ка}}$.

Для вывода на орбиту предлагается использовать РН «Старт-1». Значения выводимой носителем массы в зависимости от высоты орбиты представлены в таблице 4[1].

Таблица 4.

Высота орбиты Н, км	Масса полезной нагрузки $M_{пн}$, выводимой на ССО, кг

Данные значения представим на графике рис.4.

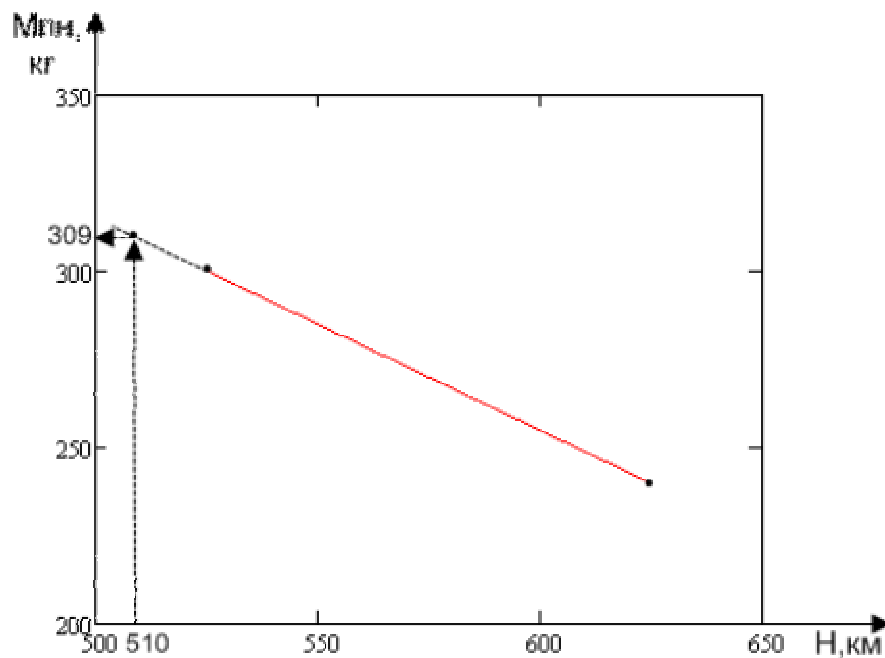


Рис.4 –Зависимость $M_{\text{мин}}$, выводимой РН «Старт-1», от H .

По данной зависимости определим ограничение на массу КА, выводимую на орбиту $H=510$ км.

$$M_{\text{КА}}^{\text{зд}} = 309 \text{ кг}$$

Выводы:

Анализ прототипов КА позволяет дополнить исходные данные эмпирическими зависимостями. Также с помощью полученных данных можно сформулировать требования к КС ДЗЗ.

Требования к наблюдению заданного района (объекта).

Ширина полосы обзора $a = a^{\text{зд}}$;

Географическая широта $\varphi \geq \varphi^{\text{зд}}$.

· *Требования к спектральным характеристикам аппаратуры наблюдения.*

Панхроматическая съемка.

$\lambda = 0,43 \dots 0,9$ мкм;

Мультиспектральная съемка (видимый диапазон + ближняя ИК зона).

$\lambda = 0,45 \dots 0,5$ мкм;

$\lambda = 0,5 \dots 0,58$ мкм;

$$\lambda = 0,58 \dots 0,68 \text{ мкм};$$

$$\lambda = 0,7 \dots 0,9 \text{ мкм}.$$

· Требования к пространственной разрешающей способности

$$\text{Панхроматическая съемка} - R = R_{\Pi}^{\text{зд}};$$

$$\text{Мультиспектральная съемка} - R = R_{\text{м}}^{\text{зд}}.$$

· Требования к обзорности изображения

$$\text{Региональная съемка обзорностью } S_{\text{об}} = S_{\text{об}}^{\text{зд}}.$$

· Требования к периодичности и внешним условиям наблюдения

$$\text{Периодичность наблюдения } t_c = t_c^{\text{зд}}.$$

$$\text{Высота Солнца при съемке } h_{\circ} = h_{\circ}^{\text{зд}}.$$

· Требования к качеству информации

95% достоверной информации (5% кадров отбраковываются).

· Требование к информационной производительности

$$I_{\text{КС}} \geq I_{\text{зд}}^{\text{КС}}.$$

· Требование к стоимости

$$C_{\text{КС}} \leq C_{\text{КС}}^{\text{зд}}.$$

· Требование ко времени функционирования КС

$$\text{Время функционирования КС } T_{\text{САС}} \geq T_{\text{САС}}^{\text{зд}}.$$

· Требование к массогабаритным характеристикам

$$\text{Масса КА } M_{\text{КА}} \leq M_{\text{КА}}^{\text{зд}}.$$

· Требование к экономической эффективности КС

$$\Theta_{\text{КС}} \geq \Theta_{\text{КС}}^{\text{зд}}.$$

При заданной целевой нагрузке $\Pi(t)$ определить параметры КА:

$${}^{i-1}\Pi_{\text{КА}} = (N_{\text{КА}}, \bar{x}(\text{H}, i), R, M_{\text{мца}}, M_{\text{мсп}}, P_{\text{мца}}, P_{\text{мсп}}), \text{ чтобы}$$

$${}^{i-1}C_{\Sigma \text{КС}}({}^{i-1}M_{\text{КА}}({}^{i-1}\Pi_{\text{КА}}, {}^{i-1}\beta(t_{\text{пр}})), {}^{i-1}\Pi_{\text{НС}}) \rightarrow \min, \text{ при}$$

$${}^{i-1}\Pi_{\text{КА}}, {}^{i-1}\Pi_{\text{НС}} \in G^{i-1}(t_{\text{пр}}),$$

и выполнялись функциональные и параметрические ограничения:

$$^{i-1}P_{HC}=(P_{HKY},P_{PKK*},P_{HKPOR})=P_{HC}^{(i-1)зд},$$

$$^{i-1}I_{np} \geq I_{np}^{(i-1)зд},$$

$$M_{KA}^{i-1} = \sum_{l=1}^2 M_l^{KA(i-1)} \leq M_{KA}^{(i-1)зд},$$

$$P_{K\Sigma}^{i-1} \geq P_{K\Sigma}^{(i-1)зд},$$

$$^{i-1}\Theta_{KC} \geq \Theta_{KC}^{(i-1)зд}.$$

Проектно-баллистический анализ.

Исходные данные:

1. Тип орбиты – ССО;
2. Периодичность наблюдения $t_c=5$ сут;
3. Модель Земли(сфероид) $R_3=6371$ км;
4. Количество КА $N_{KA}=1$;
5. Широта $\varphi \geq 50^\circ$.

Количество витков в сутки:

$$N=N_0 \pm \frac{1}{t_c \cdot N_{KA}},$$

где N_0 - количество витков в сутки для изомаршрутной орбиты. Для спутников ДЗЗ ($H=450-800$ км) $N_0=15$.

$$1) N_1=N_0 + \frac{1}{t_c \cdot N_{KA}} = 15 + \frac{1}{1 \cdot 5} = 15,2;$$

Высота орбиты:

$$H_1 = r - R_3 = \sqrt[3]{\frac{\mu}{(N_1 \cdot \omega_3)^2} \cdot \left(1 + \frac{\Delta\omega_r}{3\pi}\right)} - R_3 = \sqrt[3]{\frac{3,987 \cdot 10^5}{(15,2 \cdot 7,272 \cdot 10^{-5})^2} \cdot \left(1 + \frac{0,017}{3 \cdot 3,14}\right)} - 6371 \approx 526 \text{ км}$$

Где

$$\mu = 3,987 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2 - \text{гравитационный параметр Земли;}$$

$\omega_3 = 7,272 \cdot 10^{-5}$ рад/с - угловая скорость вращения Земли;

$\Delta\omega_\tau = \frac{2 \cdot 3,14}{365,2422 \text{ сут}} \approx 0,017$ рад/сут - суточный угол поворота терминатора;

$$2) N_2 = N_0 - \frac{1}{t_c \cdot N_{KA}} = 15 - \frac{1}{1,5} = 14,8;$$

Высота орбиты:

$$H_2 = r - R_3 = \sqrt[3]{\frac{\mu}{(N_1 \cdot \omega_3)^2} \cdot \left(1 + \frac{\Delta\omega_\tau}{3\pi}\right)} - R_3 = \sqrt[3]{\frac{3,987 \cdot 10^5}{(14,8 \cdot 7,272 \cdot 10^{-5})^2} \cdot \left(1 + \frac{0,017}{3 \cdot 3,14}\right)} - 6371 \approx 650 \text{ км}$$

Т.к. значение $H_1 = 526$ км ближе к значению H прототипа ($H = 510$ км), то принимаем высоту орбиты КА ДЗЗ $H = 526$ км.

$$R = R_3 + H = 6371 + 526 = 6897 \text{ км},$$

Наклонение орбиты:

$$i = \arccos\left(-\frac{\Delta\omega_\tau \cdot r^2}{2\pi \cdot \delta \cdot N}\right) = \arccos\left(-\frac{0,017 \cdot 6897^2}{2 \cdot 3,14 \cdot 66,07 \cdot 10^3 \cdot 15,2}\right) \approx 97,36^\circ$$

Где

$\delta = 66,07 \cdot 10^3 \text{ км}^2$ – число, характеризующее сжатие Земли;

Ширина полосы обзора (рис.6):

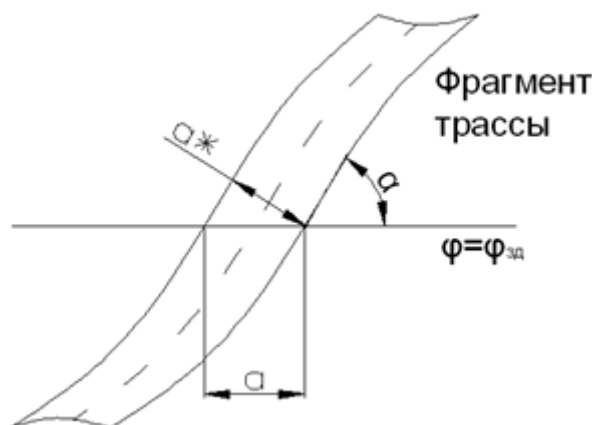


Рис.6 – Фрагмент трассы КА.

$$a = \frac{2\pi \cdot R_3 \cdot \cos \varphi \cdot \sin \alpha}{N_1 \cdot t_c \cdot N_{KA}} = \frac{2 \cdot 3,14 \cdot 6371 \cdot \cos 50 \cdot 0,961}{15,2 \cdot 5 \cdot 1} \approx 325 \text{ км}$$

$$\sin \alpha = \frac{\cos \varphi \cdot \sqrt{\sin^2 i - \sin^2 \varphi}}{\sqrt{\left(\cos i - \frac{\cos 2\varphi}{N_1}\right)^2 + \cos^2 \varphi \cdot (\sin^2 i - \sin^2 \varphi)}} =$$

$$= \frac{\cos 50 \cdot \sqrt{\sin^2 97,36 - \sin^2 50}}{\sqrt{\left(\cos 97,36 - \frac{\cos 2 \cdot 50}{15,2}\right)^2 + \cos^2 50 \cdot (\sin^2 97,36 - \sin^2 50)}} \approx 0,961$$

$$a^* = a \cdot \sin \alpha = 325 \cdot 0,961 \approx 313 \text{ км}$$

Определив по статистическим данным ширину полосы захвата ЦСС $L=18\text{ км}$, можно определить угол поворота оптической оси ЦСС(рис.7):

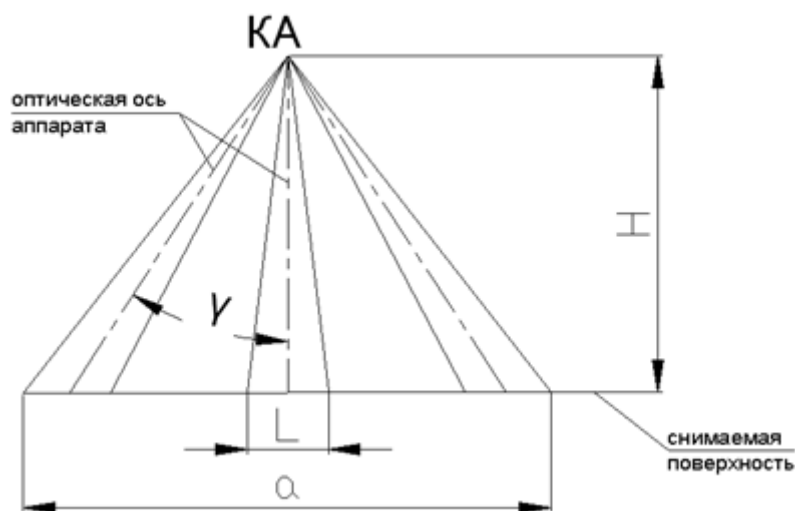


Рис.7 – Схема отклонения оптической оси ЦСС.

$$\gamma = \arctg\left(\frac{\frac{a^*}{2} - \frac{L}{2}}{H}\right) = \arctg\left(\frac{\frac{313}{2} - \frac{18}{2}}{526}\right) \approx 16^\circ$$

Определение массовых характеристик.

Для определения массы модулей воспользуемся статистическими коэффициентами.

$$M_{\text{МЦА}} = \mu_{\text{МЦА}} \cdot M_{\text{КА}} = 0,288 \cdot 180 \approx 51,8 \text{ кг},$$

где

$$\mu_{\text{МЦА}} = 0,3 - 67 \cdot 10^{-6} \cdot M_{\text{КА}} = 0,3 - 67 \cdot 10^{-6} \cdot 180 \approx 0,288$$

$$M_{\text{МСП}} = M_{\text{КА}} - M_{\text{МЦА}} = 180 - 51,8 = 128,2 \text{ кг}$$

Определение информационной производительности, целевой эффективности и надежности.

Если представить КА, состоящим из двух основных модулей, то надежность аппарата можно записать в виде:

$$P_{КА} = \prod_{i=1}^2 P_i = P_{МЦА} \cdot P_{МСП}$$

Надежность модулей КА определяем по эмпирическим зависимостям в зависимости от массы модулей:

$$P_{МЦА} = 1 - 0,0803 \cdot e^{-0,01 \cdot M_{МЦА}} = 1 - 0,0803 \cdot e^{-0,01 \cdot 51,8} \approx 0,952$$

$$P_{МСП} = 1 - 0,0512 \cdot e^{-0,0044 \cdot M_{МСП}} = 1 - 0,0512 \cdot e^{-0,0044 \cdot 128,2} \approx 0,971$$

$$P_{КА} = P_{МЦА} \cdot P_{МСП} = 0,952 \cdot 0,971 \approx 0,924$$

$$P_{КА}^{зд} = 0,9$$

Требование по надежности удовлетворено ($P_{КА} = 0,924 > P_{КА}^{зд} = 0,9$).

Информационная производительность определяется по эмпирической зависимости:

$$I_{пр} = 2,252 \cdot 10^3 \cdot M_{МЦА}^{0,792} = 2,252 \cdot 10^3 \cdot 51,8^{0,792} \approx$$

$$\approx 51,3 \cdot 10^3 \text{ км}^2/\text{сеанс связи}$$

$$I_{пр}^{зд} = 40 \cdot 10^3 \text{ км}^2/\text{сеанс}_{\text{связи}}$$

Требование по информационной производительности удовлетворяется

$$(I_{пр} = 51,3 \cdot 10^3 > I_{пр}^{зд} = 40 \cdot 10^3).$$

Так как удовлетворены требования по надежности и информационной производительности, то требование по экономической эффективности также удовлетворено.

Выводы:

В результате решения задачи верхнего уровня мы получили значение высоты орбиты, полосы захвата, полосы обзора и угол отклонения оптической оси КА. Также мы предварительно оценили надежность КС и информационную производительность, которые уточняются при решении задачи нижнего уровня.

К КА ДЗЗ предъявляются следующие требования:

1. К наблюдению заданного района: $\varphi = \varphi_{зд}$;

2. К спектральным характеристикам ЦСС:

Панхроматическая съемка.

$\lambda = 0,43 \dots 0,9$ мкм;

Мультиспектральная съемка (видимый диапазон + ближняя ИК зона).

$\lambda = 0,45 \dots 0,5$ мкм;

$\lambda = 0,5 \dots 0,58$ мкм;

$\lambda = 0,58 \dots 0,68$ мкм;

$\lambda = 0,7 \dots 0,9$ мкм.

3. К пространственной разрешающей способности:

Панхроматическая съемка – $R = R_{п}^{зд}$;

Мультиспектральная съемка – $R = R_{м}^{зд}$.

4. К информационной производительности: $I_{КС} \geq I_{зд}^{КС}$;

5. К надёжности: $P_{КС} \geq P_{зд}^{КС}$;

6. К эффективности: $\mathfrak{E}_{КС} \geq \mathfrak{E}_{зд}^{КС}$;

7. К периодичности наблюдения: $t_c = t_c^{зд}$;

8. К внешним условиям наблюдения:

Высота Солнца при съемке $h^\circ = h^\circ_{зд}$;

9. К стоимости: $C_{КС} \leq C_{КС}^{зд}$;

10. К электромагнитной совместимости всех бортовых систем;

11. К радиационной безопасности;

12. К возможности работы в условиях вакуума.

Расчет характеристик ЦСС.

Основные требования, предъявляемые к целевой аппаратуре:

- спектральные характеристики:

панхроматическая съемка:

$$\lambda = 0,43 \dots 0,9 \text{ мкм};$$

мультиспектральная съемка:

$$\lambda = 0,45 \dots 0,5 \text{ мкм};$$

$$\lambda = 0,5 \dots 0,58 \text{ мкм};$$

$$\lambda = 0,58 \dots 0,68 \text{ мкм};$$

$$\lambda = 0,7 \dots 0,9 \text{ мкм}.$$

- пространственное разрешение:

Панхроматическая съемка – $R = 2 \text{ м}$;

Мультиспектральная съемка – $R = 8 \text{ м}$.

- ширина полосы захвата $L = 18 \text{ км}$;

- высота орбиты $H = 526 \text{ км}$;

- массовые характеристики $M_{\text{ЦСС}} \leq 46 \text{ кг}$;

- время функционирования $T_{\text{САС}} = 5 \text{ лет}$.

Расчет обобщенных характеристик оптической системы:

1) Т.к. поле зрения объектива:

$2\beta = \arctg(L/H) = \arctg(18/526) \approx 1,96^\circ (\approx 0,034 \text{ рад})$, то съемочная аппаратура – телескоп.

$H = 526 \text{ км}$ - высота орбиты КА (из проектно-баллистического анализа)

$L = 18 \text{ км}$ – ширина полосы захвата ЦСС (из статистического анализа)

2) Из основного дифракционного уравнения диаметр главного зеркала:

$$D_{\text{ГЗ}} \approx \frac{k_0 \cdot \lambda_{\text{ср}} \cdot H \cdot k_T \cdot k_s}{R} = \frac{2,44 \cdot 0,8 \cdot 10^{-6} \cdot 526 \cdot 10^3 \cdot 1,1 \cdot 1,3}{2} \approx 0,734 \text{ м}$$

k_0 - коэффициент, зависящий от формы апертуры объектива, отношения характерного размера объектива к λ . Его следует выбирать таким, чтобы обеспечивать максимум отношения сигнал/шум. Для телескопа принимаем $k_0 = 2,44$, чтобы обеспечить лучшие энергетические характеристики.

$$\lambda_{\text{ср}} = \frac{\lambda_{\text{min}} + \lambda_{\text{max}}}{2} = \frac{(0,7 + 0,9) \cdot 10^{-6}}{2} = 0,8 \cdot 10^{-6} \text{ м}$$

используемого участка спектра;

– среднее значение длины волны

k_T и k_E - коэффициенты, характеризующие технологические и энергетические потери ($k_T=1,1$; $k_E=1,3$);

$R=2m$ –наилучшее пространственное разрешение.

3)Диаметр вторичного зеркала:

$$D_{B3} = \varepsilon \cdot D_{ГЗ} = 0,4 \cdot 0,734 \approx 0,293m$$

Принимаем $\varepsilon = \frac{D_{B3}}{D_{ГЗ}} = 0,4$.

4)Эффективное отверстие:

$$A = \tau_0 \cdot \frac{\pi}{4} \cdot (D_{ГЗ}^2 - D_{B3}^2) = 0,7 \cdot \frac{3,14}{4} \cdot (0,734^2 - 0,293^2) \approx 0,249m^2$$

Принимаем коэффициент пропускания оптики $\tau_0 = 0,7$

5) Фокусное расстояние :

$$f = d_{тр} \cdot \frac{N}{R} = 22,36 \cdot 10^{-6} \cdot \frac{526 \cdot 10^3}{2} \approx 5,881m$$

$$d_{тр} = \sqrt{d_0^2 + d_n^2} = \sqrt{(2 \cdot 10)^2 + 10^2} \approx 22,36mкм$$

Принимаем линейную ПЗС-структуру с количеством элементов $N=1024$ и диаметром пикселя $d_n=10mкм$. Для телескопа диаметр кружка рассеивания объектива $d_0=2d_n$.

6)Радиус фокальной плоскости:

$$R_{ФП} = 2\beta \cdot f = 0,034 \cdot 5,881 \approx 0,2m$$

7)Определение перекрытия ПЗС структуры Ω

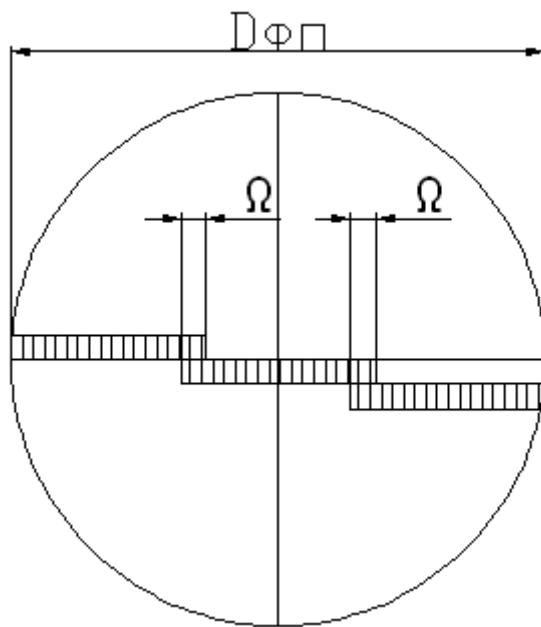


Рис.9 – Расположение линеек в фокальной плоскости.

Необходимое количество линеек:

$$n = \frac{D_{\Phi\Pi}}{N \cdot d_n} = \frac{2 \cdot 0,2}{1024 \cdot 10 \cdot 10^{-6}} \approx 39,1 \text{ шт}$$

. Принимаем n=40 шт.

Перекрытие матриц:

$$\Omega = \frac{n \cdot N \cdot d_n - D_{\Phi\Pi}}{n - 1} = \frac{40 \cdot 1024 \cdot 10 \cdot 10^{-6} - 2 \cdot 0,2}{39} \approx 2,46 \cdot 10^{-4} \text{ м}$$

Принимаем $\Omega=25$ пикселей.

8) Определение энергетических характеристик оптико-электронного тракта

Отношение мощности сигнала к мощности шума :

$$\psi_\lambda = \frac{q \cdot B_\oplus \cdot A \cdot S \cdot k_t \cdot t_n \cdot \prod_{i=1}^n T_i(v_{\text{раб}})}{k_\lambda \cdot \mathfrak{E}_\lambda \cdot f^2 \cdot (n_\phi + n_n^2)^{0,5}}$$

Характеристики линейки:

$N=1024$ – число элементов;

$d_n = 10 \cdot 10^{-6}$ – размер элемента;

$n_c = 10^4$ – заряд насыщения;

$n_n = 45$ – шум считывания;

$q=0,4$ – квантовый выход.

B_\square - яркость фрагмента, объекта. При угле солнца $h^\circ=20^\circ$, $B_\square=2$

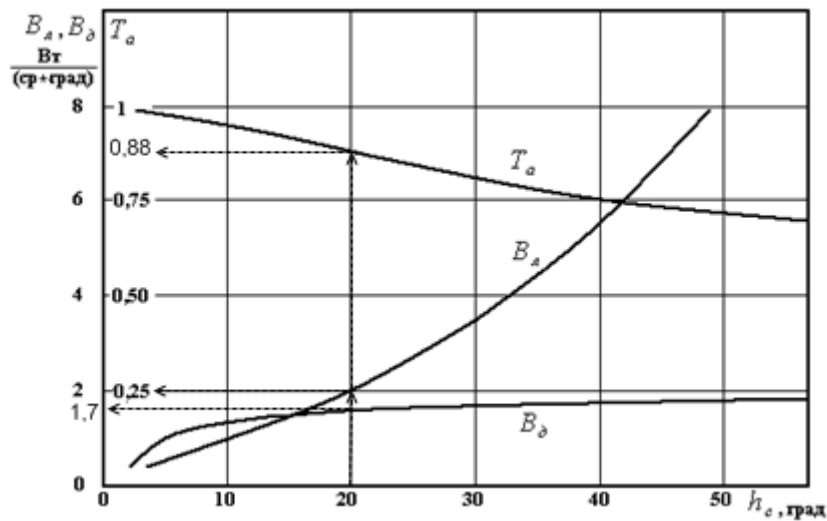


Рис. 10 – Зависимость яркостей фрагмента, дымки и ФПМ атмосферы от высоты Солнца

$A = 0,249 \text{ м}^2$ – эффективное отверстие объектива

$$S = d_{\text{тп}}^2 = (22,36 \cdot 10^{-6})^2 \approx 5 \cdot 10^{-10} \text{ м}^2$$

k_t – контрастность фрагмента. Принимаем $k_t = 0,3$

Время накопления сигнала:

$$t_{\text{н}} = \frac{n_c \cdot \Xi_3 \cdot f^2 \cdot k_\lambda}{(B_\oplus + B_d) \cdot A \cdot S \cdot q} = \frac{10^4 \cdot 3 \cdot 10^{-19} \cdot 5,881^2 \cdot 5}{(2 + 1,7) \cdot 0,249 \cdot 5 \cdot 10^{-10} \cdot 0,4} \approx 2,816 \cdot 10^{-3} \text{ с}$$

Средняя энергия фотона в заданном спектральном диапазоне:

$$\Xi_3 = h \cdot \frac{2c}{\lambda_{\text{max}} + \lambda_{\text{min}}} = 6,63 \cdot 10^{-34} \cdot \frac{2 \cdot 3 \cdot 10^8}{(0,43 + 0,9) \cdot 10^{-6}} \approx 3 \cdot 10^{-19} \text{ Дж}$$

$h = 6,63 \cdot 10^{-34} \text{ Дж} \cdot \text{с}$ – постоянная Планка

$c = 3 \cdot 10^8 \text{ м/с}$ – скорость света

$f = 5,881 \text{ м}$ – фокусное расстояние

$k_\lambda = 5$ – количество спектральных каналов

B_d – яркость дымки. При угле солнца $h_c = 20^\circ$, $B_d = 1,7$

$\prod_{i=1}^n T_i(v_{\text{раб}})$ – суммарная функция пространственной частоты (ФПМ) «сквозного тракта» - это произведение ФПМ элементов «сквозного тракта».

«Сквозной тракт» включает в себя все объекты и процессы, формирующие информационный массив (рис.11):

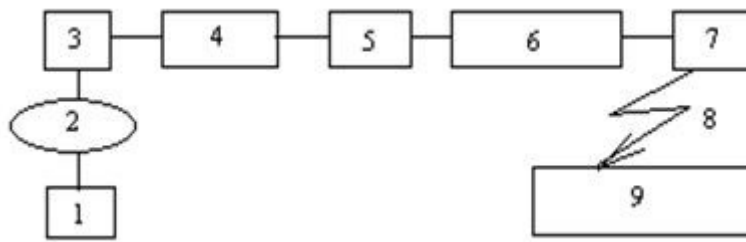


Рис. 11 – Сквозной тракт.

1- снимаемая поверхность, 2- атмосфера, 3- система наведения ЦСС,

4- оптическая система, 5-приемник излучения, 6- подсистемы управления, считывания, оцифровки и сжатия информации, 7-бортовой радиокомплекс передачи целевой информации, 8-радиолиния связи, 9-наземный комплекс приема, обработки и распространения информации.

Для определения суммарной ФПМ «сквозного тракта» проводится оценка ФПМ атмосферы и оптической системы.

ФПМ атмосферы определяется по графику (рис.10) для угла Солнца $h=20^\circ$.

$T_{\text{атм}}=0,88$.

ФПМ оптической системы определяется по графику (рис.12) для $f=5\text{м}$:

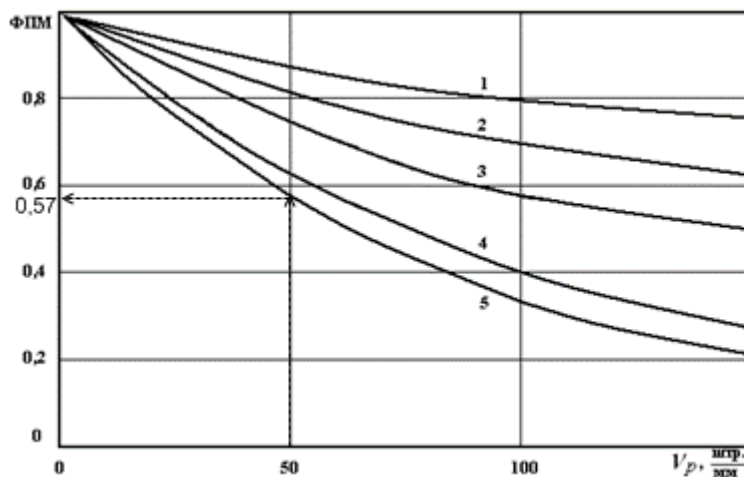


Рис.12 – Зависимость ФПМ объектива от фокусного расстояния: 1-0,1 м; 2-0,5 м; 3-1 м; 4-3 м; 5-5 м

Пространственная частота:

$$v_p = \frac{1}{2d_n} = \frac{1}{2 \cdot 10 \cdot 10^{-3}} \approx 50 \text{ штр./мм}$$

Тогда $T_{oc}=0,57$

ФПМ системы наведения ЦСС: $T_{CH}=0,92$.

ФПМ подсистемы управления, считывания, оцифровки и сжатия информации : $T_{ПУ}=0,75$.

Значения ФПМ других элементов «сквозного тракта» приближенно принимаются равными 0,95.

$$\prod_{i=1}^n T_i(v_{рад}) = T_{атм} \cdot T_{CH} \cdot T_{oc} \cdot T_{прм} \cdot T_{пу} \cdot T_{бркци} \cdot T_{РЛ} \cdot T_{нклор} =$$

$$= 0,88 \cdot 0,92 \cdot 0,57 \cdot 0,95 \cdot 0,75 \cdot 0,95 \cdot 0,95 \cdot 0,95 \approx 0,28$$

Фотонный шум:

$$n_{\phi} = \frac{q \cdot (B_{\oplus} + B_d) \cdot A \cdot S \cdot t_n}{k_{\lambda} \cdot \mathfrak{E}_3 \cdot f^2} = \frac{0,4 \cdot (2 + 1,7) \cdot 0,249 \cdot 5 \cdot 10^{-10} \cdot 2,816 \cdot 10^{-3}}{5 \cdot 3 \cdot 10^{-19} \cdot 5,881^2}$$

$$\approx 10^4 e$$

Отношение мощности сигнала к мощности шума:

$$\psi_{\lambda} = \frac{0,4 \cdot 2 \cdot 0,249 \cdot 5 \cdot 10^{-10} \cdot 0,3 \cdot 2,816 \cdot 10^{-3} \cdot 0,28}{5 \cdot 3 \cdot 10^{-19} \cdot 5,881^2 \cdot (10^4 + 45^2)^{0,5}} \approx 4,141$$

Результат расчета по нахождению величины сигнал-шум представлен на графике (рис.13).

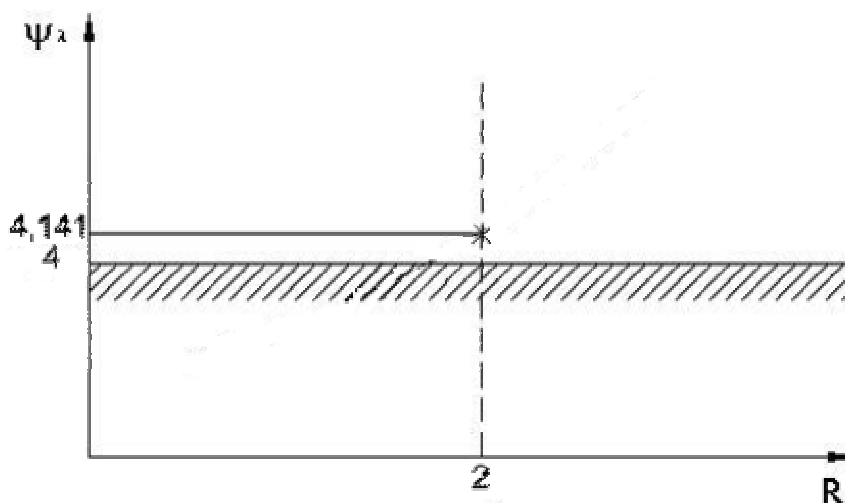


Рис.13 - Значение $\psi_{\lambda} = f(R)$.

Габаритно-массовые характеристики СА для оптической схемы

Структурная схема оптико-электронной съемочной аппаратуры представлена на рисунке 14.



Рис. 14 – структура СА.

Принимаем оптическую схему СА с осевым зеркально линзовым объективом.

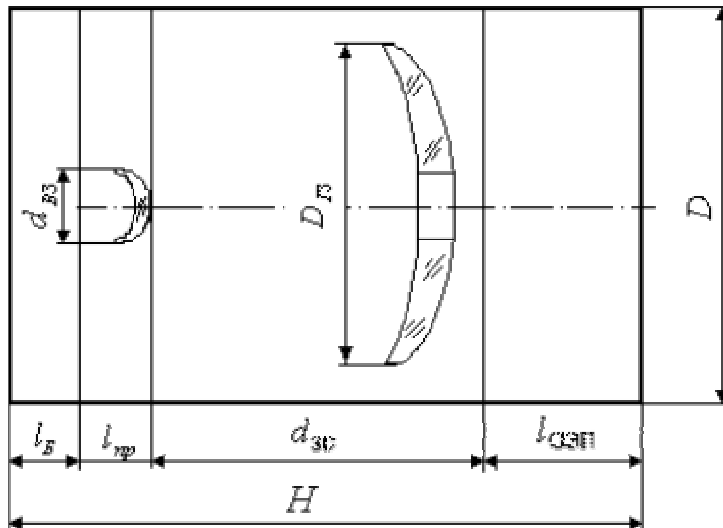


Рис. 15 – Оптическая схема СА с осевым зеркально-линзовым.

а) модель габаритных характеристик:

$$D_{OC} = k_1 \cdot D_{гз} = 1,08 \cdot 0,734 \approx 0,793 \text{ м}$$

Где

k_1 - коэффициент, характеризующий увеличение диаметра из-за крепления объектива в корпусе камеры или телескопа. Принимаем $k_1 = 1,08$

$$H_{OC} = d_{зс} + l_{Б} + l_{ОЭП} + l_{пр}$$

$d_{зс}, l_{Б}, l_{ОЭП}$ - соответственно длина объектива, бленды и ОЭП, определяются в виде:

$$d_{зс} = k_{зс} \cdot D_{гз} = 4,807 \cdot 0,734 \approx 3,528 \text{ м}$$

$$k_{зс} = \varepsilon \cdot k_{гз} \cdot \varphi_{гз} = 0,4 \cdot 8,012 \cdot 1,5 \approx 4,807$$

Где

$$\varepsilon = 0,4$$

$$k_{гз} = \frac{f}{D_{гз}} = \frac{5,881}{0,734} \approx 8,012$$

$$\varphi_{гз} = \frac{1}{\varepsilon} - 1 = \frac{1}{0,4} - 1 = 1,5$$

$$l_{Б} = k_2 \cdot f_{зс} = 0,1 \cdot 3,719 \approx 0,372 \text{ м}$$

$$f_{зс} = \sqrt{2} \cdot d_{п} \cdot \frac{H}{R} = \sqrt{2} \cdot 10 \cdot 10^{-6} \cdot \frac{526000}{2} \approx 3,719 \text{ м}$$

$$l_{озп} = k_3 \cdot d_{зс} = 0,14 \cdot 3,528 \approx 0,494 \text{ м}$$

$$l_{пр} = k_4 \cdot D_{гз} = 5 \cdot 10^{-2} \cdot 0,734 \approx 0,037 \text{ м}$$

Принимаем $k_2 = 0,1$, $f_{зс} = f$, $k_3 = 0,14$, $k_4 = 5 \cdot 10^{-2}$.

$$H_{ос} = 3,528 + 0,372 + 0,494 + 0,037 = 4,431 \text{ м}$$

б) Модель массовых характеристик:

$$M_{ЦСС}^{ОЭК} = M_{ос} + M_{озп} + M_{кон} + M_{пр}$$

$$M_{ос} = \rho_{зс} \cdot S_{зс\Sigma} + (0,1 - 0,2) M_{ос}$$

$\rho_{зс} = 12 \text{ кг/м}^3$ - плотность главного и вторичного зеркал из перспективных квазикерамических материалов.

$S_{зс\Sigma}$ - суммарная площадь главного и вторичного зеркал:

$$S_{зс\Sigma} = S_{гз} + S_{вз} = \frac{\pi}{4} \cdot (D_{гз}^2 + D_{вз}^2) = \frac{3,14}{4} \cdot (0,734^2 + 0,293^2) \approx 0,49 \text{ м}^2$$

$$M_{ос} = \frac{\rho_{зс} \cdot S_{зс\Sigma}}{0,9} = \frac{12 \cdot 0,49}{0,9} \approx 6,5 \text{ кг}$$

Масса ОЭП является функцией $D_{фп}$, числа и массы единичных ОЭП, типа ОЭП, массы платформы установки ОЭП и др. Принимаем $M_{озп} = 1,5 \text{ кг}$.

$$M_{кон} = \pi \cdot D_{ос} \cdot H_{ос} \cdot \delta_{к} \cdot \rho_{м} \cdot k_{сб} = 3,14 \cdot 0,793 \cdot 4,431 \cdot 0,0015 \cdot 1800 \cdot 1,1 \approx 32,79 \text{ кг}$$

$\delta_{к}$, $\rho_{м}$ - соответственно толщина и плотность материала конструкции корпуса.

$$\delta_{к} = 0,0015 \text{ м}. \text{ Для углепластика } \rho_{м} = 1800 \text{ кг/м}^3$$

$$k_{сб} = 1,1 - \text{коэффициент сборки}$$

$$M_{пр} = 0,09 M_{ЦСС}^{ОЭК}$$

$$M_{\text{ЦСС}}^{\text{ОЭК}} = \frac{M_{\text{ос}} + M_{\text{оэп}} + M_{\text{кон}}}{1 - 0,09} = \frac{6,5 + 1,5 + 32,79}{1 - 0,09} \approx 44,8 \text{ кг}$$

4.5. Уточнение модели $M_{\text{ЦСС}}(R/H)$ верхнего уровня.

1) Первая итерация.

Определим значение $M_{\text{ЦСС}}$ еще для двух значений разрешения. Полученные значения приведены в таблице 5.

Таблица 5.

N	R, м	R/H x 10^6 , б/р	$M_{\text{ЦСС}}$, кг
	2,5	4,75	29,27
		3,8	44,8
	1,5	2,85	78,4

По полученным данным получим аппроксимирующую зависимость:

$$R/H1(M_{\text{ЦСС}}) = 2,731 \cdot 10^{-5} \cdot M_{\text{ЦСС}}^{-0,518}$$

График полученной зависимости представлен на рис.16. Находим $M_{\text{ЦСС}}^1 = 44,95 \text{ кг}$.

2) Вторая итерация.

Примем значение $k_0=1,22$ в расчете диаметра апертуры объектива. Аналогично рассчитаем массово-габаритные характеристики ЦСС. При этом проверим, чтобы выполнялось ограничение по отношению сигнал/шум ψ .

Полученные значения зависимости массы ЦСС от разрешения приведены в таблице 6.

Таблица 6.

N	R, м	R/H x 10^6 , б/р	$M_{\text{ЦСС}}$, кг
	2,5	4,75	14,3
		3,8	21,3
	1,5	2,85	36,68

Полученная аппроксимирующая зависимость:

$$R/H2(M_{\text{ЦСС}}) = 2,0006 \cdot 10^{-5} \cdot M_{\text{ЦСС}}^{-0,542}$$

График полученной зависимости представлен на рис.16. Находим $M_{\text{ЦСС}}^1 = 21,5 \text{ кг}$.

3)Третья итерация.

Изменим материал главного и вторичного зеркал оптической системы. Примем

$$\rho_{\text{зс}} = 8 \text{ кг/м}^3$$

Полученные значения зависимости массы ЦСС от разрешения приведены в таблице 7.

Таблица 7.

N	R,м	R/H x 10^6 , б/р	$M_{\text{цсс}}$, кг
	2,5	4,75	13,9
		3,8	20,76
	1,5	2,85	35,6

Полученная аппроксимирующая зависимость:

$$R/H_3(M_{\text{цсс}}) = 1,977 \cdot 10^{-5} \cdot M_{\text{цсс}}^{-0,548}$$

График полученной зависимости представлен на рис.16. Находим $M_{\text{цсс}}^1 = 20,89 \text{ кг}$.

Представим все полученные зависимости на графике (рис.16). Здесь

$R/H_0(M_{\text{цсс}})$ – аппроксимирующая зависимость, полученная по статистическим данным на верхнем уровне.

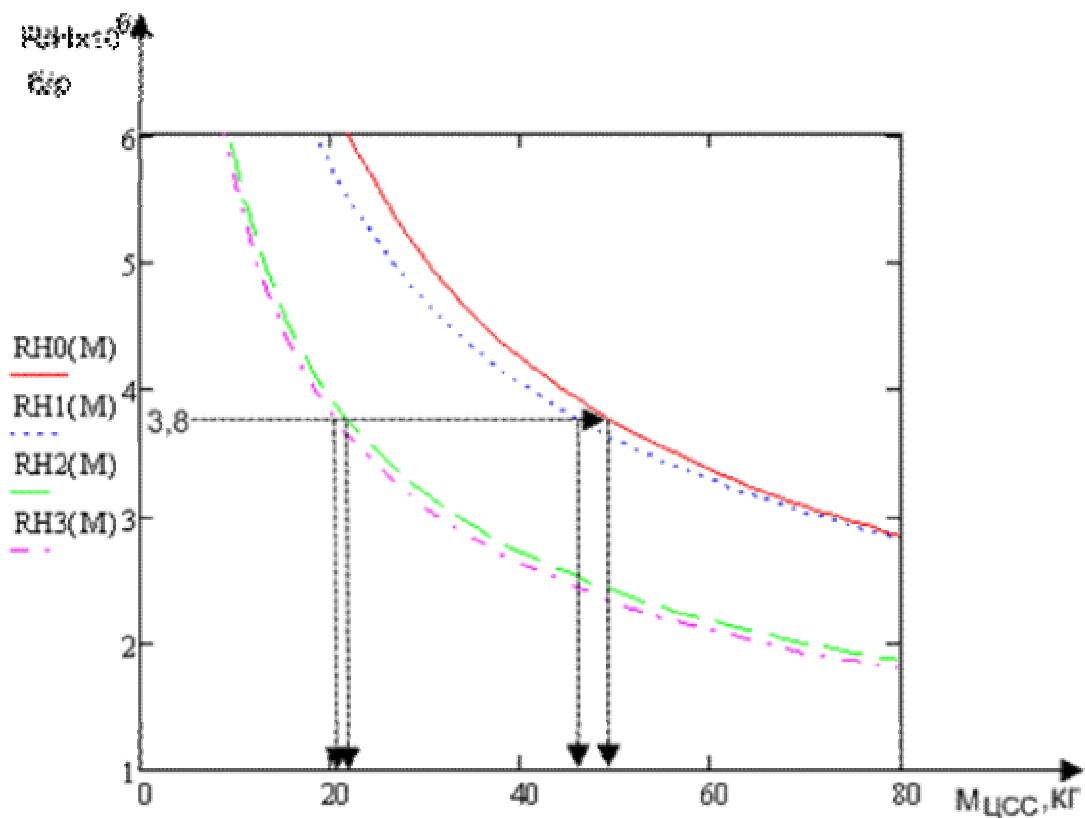


Рис.16 – Зависимость R/H от $M_{\text{цсс}}$ на разных итерациях.

По графику получим для заданного разрешения $R=2\text{м}$ ($R/H=3,8 \cdot 10^{-6}$) значения массы ЦСС и разность масс на разных итерациях. При этом должно выполняться условие :

$$|\Delta M_{\text{ЦСС}}| = |M_{\text{ЦСС}}^{k+1} - M_{\text{ЦСС}}^k| \leq |\Delta M_{\text{ЦСС}}|^{\text{зд}}$$

Зададим $|\Delta M_{\text{ЦСС}}|^{\text{зд}} = 1 \text{ кг}$. Так как после третьей итерации получили разность масс меньше заданной (рис.17), принимаем $M_{\text{ЦСС}}=20,89\text{кг}$.

Таблица 8.

№ итерации	Масса ЦСС $M_{\text{ЦСС}}$, кг	$ \Delta M_{\text{ЦСС}} $, кг
	44,95	1,05
	21,5	23,46
	20,89	0,61

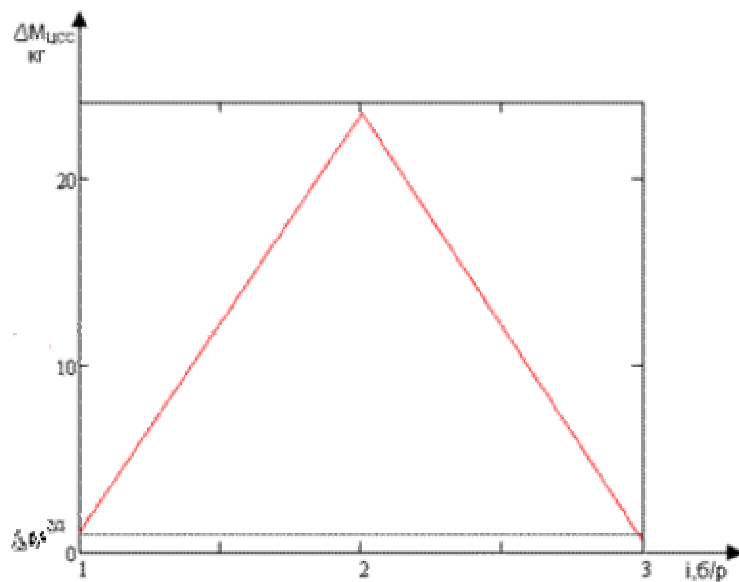


Рис.17 – Зависимость $|\Delta M_{\text{ЦСС}}|$ от номера итерации i .

Основные характеристики оптической системы:

$$D_{\text{ГЗ}} \approx 0,367\text{м}$$

$$D_{\text{ВЗ}} \approx 0,147\text{м}$$

$$A \approx 0,062\text{м}^2$$

$$f \approx 5,881\text{м}$$

$$t_{\text{н}} \approx 0,011\text{с}$$

$$\psi_{\lambda} \approx 4,07$$

Габаритно-массовые характеристики:

$$D_{OC} \approx 0,396\text{м}$$

$$H_{OC} = 4,4126\text{м}$$

$$M_{ЦСС}=20,89 \text{ кг}$$

Расчет характеристик модуля целевой аппаратуры.

Расчет информационной производительности.

Скорость передачи информации:

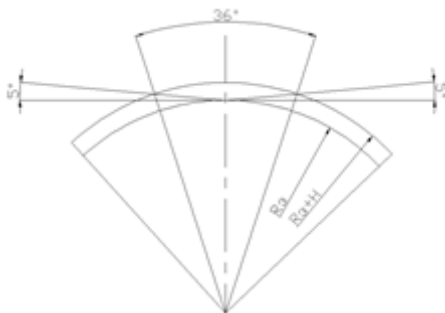
$$I_{пр} = \frac{Q}{t_n} = \frac{1,966 \cdot 10^6}{0,02} \approx 98,3 \cdot 10^6 \text{ бит/с} = 93,7\text{Мбод}$$

Поток информации:

$$Q = n \cdot N \cdot (a_{пан} + a_{МС} \cdot N_{кан}) = 36 \cdot 1024 \cdot (8 + 10 \cdot 4) \approx 1,966 \cdot 10^6 \text{бит}$$

$n=40$ шт – количество линеек, $N=1024$ – число элементов

$$a_{пан} = 8 \text{ - разрядность информации, } a_{МС} = 10$$



$$N_{кан} = 4 \text{ - число каналов в мультиспектральном}$$

диапазоне

Для объектовой съемки принимаем время передачи $t_n=0,02\text{с}$ (снимаем выборочные объекты)

КА находится в зоне видимости НКПОР 9,5 мин (рис.18), за это время с объектовой съемкой КА снимает площадь равную:

$$S_c = L \cdot R_{з} \cdot \frac{t_n \frac{36 \cdot \pi}{180}}{t_n} = 18 \cdot 6371 \cdot \frac{0,011 \frac{36 \cdot \pi}{180}}{0,02} \approx 40021 \text{км}^2$$

Рис.18 – Зона связи с НКПОР

Информационная производительность:

$$I^i=40021\text{км}^2/\text{сеанс связи} \geq I^{зд}.$$

Расчет радиолинии.

Исходные данные для расчета:

Ширина полосы пропускания: $\Delta f = 52 \text{ МГц}$

Рабочая частота (номинальная) бортового ПРД ЦИ: $f_p = 8,2 \text{ ГГц}$

Диаметр наземной антенны: $D=3,65 \text{ м}$

Шумовая температура приемного устройства, приведенная к выходу антенны: $T=65 \text{ К}$.

Угол места: $\alpha=5^\circ$.

Расчет требуемой мощности бортового передатчика.

Требуемая мощность бортового передатчика:

$$P_{\text{прд}} = h \cdot \frac{k \cdot T \cdot I}{G_{\text{прм}} \cdot G_{\text{прд}}} \cdot \left(\frac{4\pi d}{\lambda} \right)^2$$

Для удобства запишем это выражение в дБ:

$$(P_{\text{прд}})_{\text{дБ}} = \left(\left(\frac{4\pi d}{\lambda} \right)^2 \right)_{\text{дБ}} + (h)_{\text{дБ}} + (k)_{\text{дБ}} + (T)_{\text{дБ}} + (I)_{\text{дБ}} - (G_{\text{прм}})_{\text{дБ}} - (G_{\text{прд}})_{\text{дБ}}, \text{ где}$$

$h=15 \text{ дБ}$ – отношение мощности сигнала к мощности шума при четырехфазной модуляции.

$$k = 1,38 \cdot 10^{-23} \text{ Вт/(град} \cdot \text{Гц)}$$

$$(k)_{\text{дБ}} = 10 \lg(k) = 10 \lg(1,38 \cdot 10^{-23}) \approx -228,6$$

$$(T)_{\text{дБ}} = 10 \lg(T) = 10 \lg(65) \approx 18,1$$

$$(I)_{\text{дБ}} = 10 \lg(I) = 10 \lg(98,3 \cdot 10^6) \approx 79,9$$

d – максимальная дальность связи:

$$\begin{aligned} d &= \sqrt{(R_s + H)^2 - (R_s \cdot \cos \alpha)^2} - R_s \cdot \sin \alpha = \\ &= \sqrt{(6371 + 526)^2 - (6371 \cdot \cos 5)^2} - 6371 \cdot \sin 5 \approx 2144 \text{ км} \end{aligned}$$

$$\lambda = \frac{c}{f_p} = \frac{3 \cdot 10^8}{8,2 \cdot 10^9} \approx 0,0366 \text{ м}$$

$$\left(\frac{4\pi d}{\lambda} \right)^2 = \left(\frac{4 \cdot 3,14 \cdot 2144 \cdot 10^3}{0,0366} \right)^2 \approx 5,4 \cdot 10^{17}$$

$$10 \lg(5,4 \cdot 10^{17}) \approx 177,3$$

Коэффициент усиления приемной антенны (для параболической антенны):

$$G_{\text{прм}} = 0,6 \cdot \left(\frac{\pi D}{\lambda} \right)^2 = 0,6 \cdot \left(\frac{3,14 \cdot 3,65}{0,0366} \right)^2 \approx 58894$$

$$(G_{\text{прм}})_{\text{дБ}} = 10 \lg(G_{\text{прм}}) = 10 \lg(58894) \approx 47,7$$

$$(P_{\text{прд}})_{\text{дБ}} = 14 - (G_{\text{прд}})_{\text{дБ}}$$

Или

$$G_{\text{прд}} = 10^{\frac{14 - 10 \lg P_{\text{прд}}}{10}} = 0,6 \cdot \left(\frac{\pi D_A}{\lambda} \right)^2$$

Тогда диаметр передающей антенны:

$$D_A = \frac{\lambda}{\pi} \cdot \sqrt{\frac{G_{\text{прд}}}{0,6}} = \frac{\lambda}{\pi} \cdot \sqrt{\frac{10^{1,4 - \lg P_{\text{прд}}}}{0,6}}$$

График зависимости диаметра передающей антенны от мощности передатчика представлен на рисунке 19.

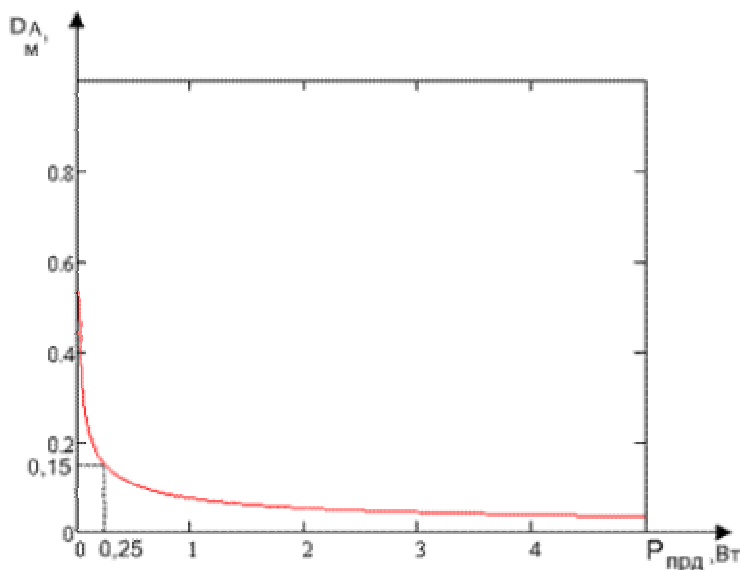


Рис.19 – Зависимость D_A от $P_{\text{прд}}$.

Анализируя полученный график, видим, что делать диаметр передающей антенны меньше 0,1м нецелесообразно, т.к. это приводит к резкому увеличению потребляемой мощности передающей антенны. С другой стороны значения диаметра антенны, большие 0,2м, не дают заметного выигрыша в уменьшении потребляемой мощности. Выбираем $D_A = 0,15\text{м}$, $P_{\text{прд}} = 0,25\text{Вт}$, $G_{\text{прд}} = 100,86$.

Расчет массовых характеристик РКПЦИ.

Бортовая аппаратура РКПЦИ обеспечивает передачу цифрового информационного потока данных с обеспечением требуемого стандарта частот и форматов передачи в различных режимах работы.

Структура радиокомплекса передачи целевой информации представлена на рисунке 20.

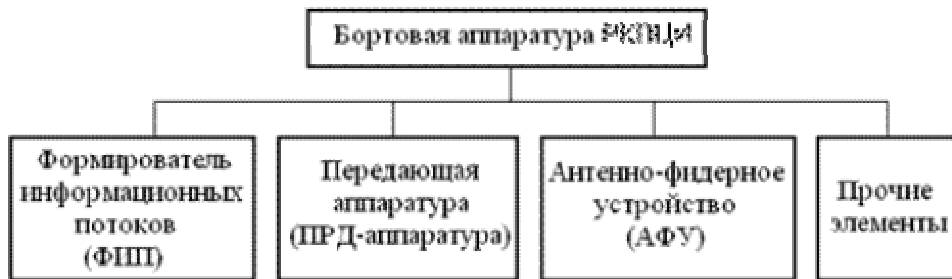


Рис.20 – Структура РКПЦИ.

Масса одноканального РКПЦИ $M_{\text{РКПЦИ}}$ включает массу ФПРД (формирователь информационных потоков и передающая система) $M_{\text{ФПРД}}$, массу антенно-фидерного устройства $M_{\text{АФУ}}$ и массу прочих элементов $M_{\text{пр}}$ (межблочная кабельная сеть, вторичные источники питания, элементы конструкции и др.):

$$M_{\text{РКПЦИ}} = M_{\text{ФПРД}} + M_{\text{АФУ}} + M_{\text{пр}}$$

Для $W_{\text{прд}} \geq 1\text{Вт}$ функциональные зависимости $M_{\text{ФПРД}}$ и $W_{\text{пот}}^{\text{ФПРД}}$ могут быть представлены линейным законом изменения в виде (X-диапазон работы):

$$M_{\text{ФПРД}} = 1,4 + 2,6 \cdot 10^{-1} \cdot W_{\text{прд}} = 1,4 + 2,6 \cdot 10^{-1} \cdot 1 = 1,7\text{кг}$$

$$W_{\text{пот}}^{\text{ФПРД}} = 8 + 8,4 \cdot W_{\text{прд}} = 8 + 8,4 \cdot 1 = 16,4\text{Вт}$$

$$W_{\text{прд}} = k \cdot P_{\text{прд}}^{\text{изл}} = 4 \cdot 0,25 = 1\text{Вт}$$

$k=4$ – статистический коэффициент.

Функциональная зависимость $\rho_{\text{ФПРД}}$ от $M_{\text{ФПРД}}$ представляется линейным законом в виде:

$$\rho_{\text{ФПРД}} = 4,7 \cdot 10^2 + 3,1 \cdot 10^2 \cdot M_{\text{ФПРД}} = 4,7 \cdot 10^2 + 3,1 \cdot 10^2 \cdot 1,7 = 997\text{кг/м}^3$$

$$M_{\text{АФУ}} = M_{\text{а}} + M_{\text{ф}},$$

где $M_{\text{а}}$ – масса антенны. Зависимость массы $M_{\text{а}}$ цельнометаллической параболической антенны из алюминиевого сплава толщиной 0,8-1,5 мм и сотовых конструкций от диаметра антенны $D_{\text{а}}$ представлена на рисунке 21:

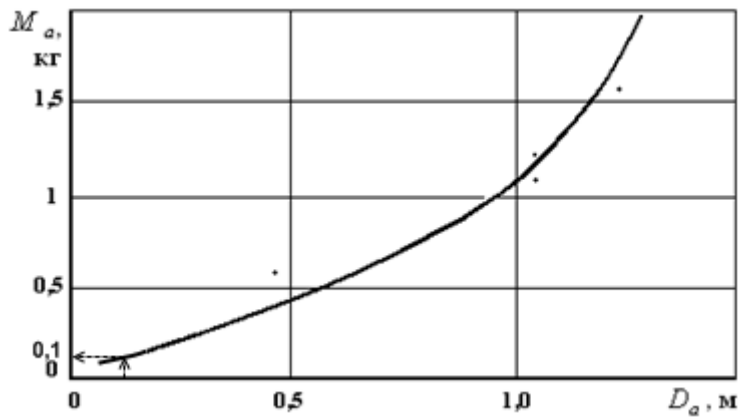


Рис. 21 - Зависимость массы цельнометаллической параболической антенны от диаметра антенны.

Из графика получаем при $D_a = 0,15 \text{ м}$ $M_a = 0,1 \text{ кг}$.

M_{ϕ} – масса фидерных устройств (фильтров, вентилях, кабелей или волноводов и др.) представляется в виде суммы масс фидерных устройств $M_{уф}$ и волноводов (или коаксиальных кабелей) $M_{вк}$:

$$M_{\phi} = M_{уф} + M_{вк}$$

или

$$M_{\phi} = \gamma_{уф}^{ср} \cdot n_{уф} + \gamma_{вк} \cdot l_{вк} = 0,25 \cdot 1 + 0,3 \cdot 1,5 = 0,295 \text{ кг}$$

где $\gamma_{уф}^{ср} = 0,25 \text{ кг/элемент}$ – среднее значение удельной массы элемента фидерного устройства;

$n_{уф}$ – количество фидерных устройств электронного типа;

$\gamma_{вк}$ – удельная погонная масса волноводов или кабелей (со сплошной изоляцией из стабилизированного полиэтилена $\gamma_{вк} = 0,027 - 0,3 \text{ кг/м}$);

$l_{вк}$ – длина волноводов и кабелей.

$$M_{АФУ} = M_a + M_{\phi} = 0,1 + 0,295 = 0,395 \text{ кг}$$

$$M_{пр} = k_{пр} \cdot M_{р\kappa\pi\text{ц}\text{и}}, \text{ где}$$

$k_{пр} = 0,3$ – статистический коэффициент.

$$M_{\text{РКПЦИ}} = \frac{M_{\text{ФЛРД}} + M_{\text{АФУ}}}{1 - 0,3} = \frac{1,7 + 0,395}{1 - 0,3} \approx 3 \text{ кг}$$

Определение массовых характеристик МЦА.



Весь комплекс целевой аппаратуры выполнен в виде отдельного модуля:

Структура модуля целевой аппаратуры представлена на рисунке 22.

Рис. 22 – Структура модуля целевой аппаратуры.

$$M_{\text{МЦА}} = M_{\text{ЦСС}} + M_{\text{БИС}} + M_{\text{РКПЦИ}} + M_{\text{СТР}} + M_{\text{кон}}$$

По статистике:

$$M_{\text{БИС}} = 0,11M_{\text{МЦА}}, M_{\text{СТР}} = 0,03M_{\text{МЦА}}, M_{\text{кон}} = 0,035M_{\text{МЦА}}$$

$$M_{\text{МЦА}} = \frac{M_{\text{ЦСС}} + M_{\text{РКПЦИ}}}{1 - 0,11 - 0,03 - 0,035} = \frac{20,9 + 3}{0,825} \approx 29 \text{ кг}$$

4.6. Расчет характеристик модуля служебных подсистем.

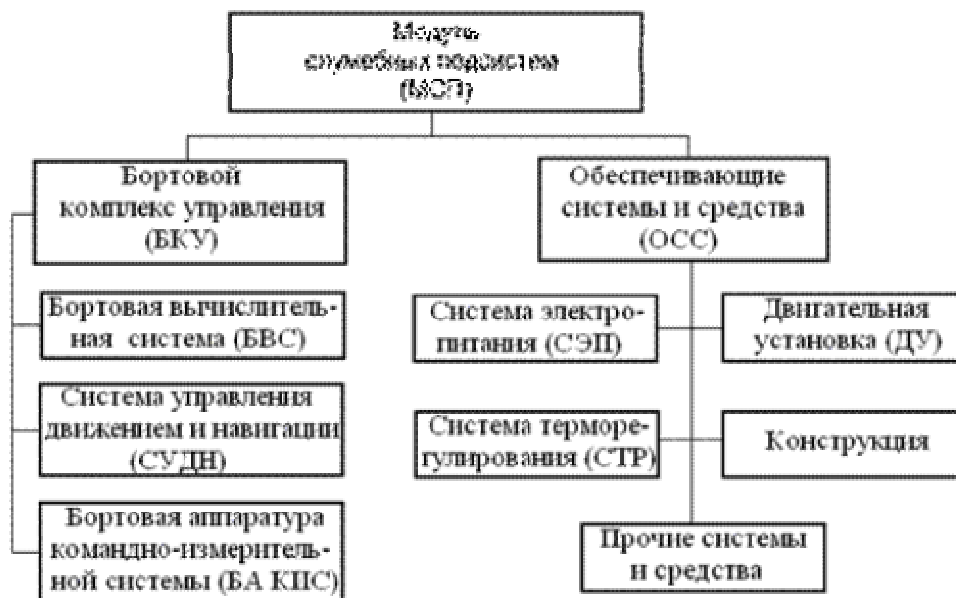


Рис. 23 -Типовой состав комплекса бортовых служебных систем.

Бортовая вычислительная система (БВС).

БВС предназначена для решения ряда основных задач, таких как предоставление приборам бортовых систем КА вычислительных ресурсов в реальном масштабе времени; управление комплексом целевой аппаратуры (КЦА) и бортовыми служебными системами в реальном масштабе времени; получение информации от наземного комплекса управления (НКУ), КЦА, бортовых систем КА, обработка ее по заданным алгоритмам, выдача управляющих воздействий, хранение информации; передача в БА КИС информации о выполнении режимов, диагностической информации и информации оперативного контроля для передачи на земную станцию в составе телеметрического кадра; диагностика, управление резервами и программно-аппаратными ресурсами систем КА.

Типовой состав БВС включает: вычислительные модули (однородные); устройства различного назначения (сопряжения, информационно-телеметрических средств и др.); кабельную сеть; элементы конструкции. Также в состав бортовой вычислительной системы функционально входит программное обеспечение (ПО) СУДН.

Масса БВС для микроспутников составляет примерно $M_{БВС}=3,5\text{кг}$,

энергопотребление $W_{БВС}=15\text{Вт}$.

Бортовая аппаратура командно-измерительной системы (БА КИС).

БА КИС предназначена для управления и контроля КА при работе с земными станциями (ЗС) наземного комплекса управления (НКУ) в ориентированном и неориентированном режимах полета. БА КИС в основном обеспечивает:

-вхождение в радиосвязь с ЗС в ориентированном и неориентированном режимах полета КА;

-формирование требуемых радиосигналов, необходимых для обеспечения траекторных измерений;

-прием из КИС НКУ кодов разовых команд (РК) управления бортовыми системами и передача команд в системы;

-прием из КИС НКУ массивов командно-программной информации (КПИ) и передача массивов в БВС КА;

-ретрансляция сигнала КИС НКУ для измерения текущих

навигационных параметров (ТНП);

-прием из телеметрической системы (ТМС) телеметрической информации (ТИ), обычно в виде телеметрических кадров, и передачу их на ЗС НКУ;

-прием из БВС КА кодов РК управления бортовыми системами и передача команд в системы.

Структура БАКИС представлена на рисунке 24.



Рис. 24 – Структура БА КИС

Исходные данные для расчета

Информативность: $I_{\text{БА КИС}} = 32$ кбод.

Диаметр наземной антенны: $D_{\text{прм}} = 2\text{ м}$

Эквивалентная шумовая температура наземной антенны: $T = 500^\circ\text{К}$

Рабочая частота: $f_p = 2,4 \text{ ГГц}$

Отношение сигнал/шум: $\left(\frac{P_c}{P_{ш}}\right) = 10$

Расчет радиолинии

$$P_{\text{прд}} = \left(\frac{4\pi d}{\lambda}\right)^2 \cdot \frac{k \cdot T \cdot I_{\text{БАКИС}} \cdot n}{G_{\text{прд}} \cdot G_{\text{прм}}} \cdot \left(\frac{P_c}{P_{ш}}\right)$$

$n=11$, $k=1,38 \cdot 10^{-23} \text{ Вт/(град} \cdot \text{Гц)}$, $d=2144 \text{ км}$

$$\lambda = \frac{c}{f_p} = \frac{3 \cdot 10^8}{2,4 \cdot 10^9} \approx 0,125 \text{ м}$$

Коэффициент усиления приемной антенны (для параболической антенны):

$$G_{\text{прм}} = 0,6 \cdot \left(\frac{\pi D_{\text{прм}}}{\lambda}\right)^2 = 0,6 \cdot \left(\frac{3,14 \cdot 2}{0,125}\right)^2 \approx 1516$$

$$G_{\text{прд}} = 0,6 \cdot \left(\frac{\pi D_{\text{прд}}}{\lambda}\right)^2 = 0,6 \cdot \left(\frac{3,14 \cdot 0,082}{0,125}\right)^2 \approx 2,548$$

$$P_{\text{прд}} = \left(\frac{4 \cdot 3,14 \cdot 2144 \cdot 10^3}{0,125}\right)^2 \cdot \frac{1,38 \cdot 10^{-23} \cdot 500 \cdot 32 \cdot 10^3 \cdot 11}{2,548 \cdot 1516} \cdot 10 \approx 0,29 \text{ Вт}$$

$W_{\text{прд}} = k \cdot P_{\text{прд}}$, k - статистический коэффициент ($k=4$)

$$W_{\text{прд}} = 4 \cdot 0,29 = 1,16 \text{ Вт}$$

$M_{\text{БАКИС}}$ определяется как сумма масс приемников $M_{\text{прм}}$, передатчиков $M_{\text{прд}}$, масс антенн $M_{\text{ант}}$ и прочих элементов (кабельная сеть, элементы конструкции) $M_{\text{пр}}$:

$$M_{\text{БАКИС}} = M_{\text{прд}} + M_{\text{прм}} + M_{\text{ант}} + M_{\text{пр}}$$

Для $W_{\text{прд}} \geq 1 \text{ Вт}$ функциональная зависимость $M_{\text{прд}}$ может быть представлена линейным законом изменения в виде (S-диапазон работы):

$$M_{\text{прд}} = 1,2 + 1,1 \cdot 10^{-1} \cdot W_{\text{прд}} = 1,2 + 1,1 \cdot 10^{-1} \cdot 1,16 \approx 1,33 \text{ кг}$$

Выбираем[2]:

$$M_{\text{прм}} = 0,5 \text{ кг}$$

$$M_a = 0,1 \text{ кг}$$

$$M_{\text{ант}} = \sum_{i=1}^2 M_a = 0,2 \text{ кг}$$

$$M_{\text{пр}} = 0,3 M_{\text{БАКИС}}$$

$$M_{\text{БАКИС}} = \frac{M_{\text{прд}} + M_{\text{прм}} + M_{\text{ант}}}{1 - 0,3} = \frac{1,33 + 0,5 + 0,2}{0,7} = 2,9 \text{ кг}$$

Система электропитания (СЭП).

СЭП предназначена для обеспечения бортовых систем и агрегатов КА электроэнергией по заданной циклограмме на всех этапах его функционирования. СЭП должна обеспечивать питание бортовых систем КА при работе по заданным циклограммам (зависимостям мощности электропотребления от времени) с заданными значениями среднесуточной и пиковой мощности потребления, выходных напряжений во всех штатных режимах. Импульсные помехи и пульсации по цепям питания, а также единичные броски напряжения на бортовой шине питания не должны превышать заданных значений.

Типовая структура системы электропитания представлена на рисунке 25.



Рис.25 – Структура системы электропитания.

Масса СЭП $M_{\text{сэп}}$ определяется как сумма масс СБ $M_{\text{СБ}}$, АБ $M_{\text{АБ}}$, КАС $M_{\text{КАС}}$ и прочих элементов $M_{\text{пр}}$:

$$M_{\text{сэп}} = M_{\text{СБ}} + M_{\text{АБ}} + M_{\text{КАС}} + M_{\text{пр}}$$

В расчете не будем учитывать нерабочий участок (от момента отделения от РН и до начала рабочего функционирования).

Циклограмма электропотребления КА представлена на рисунке 26.



Рис. 26 – Циклограмма электропотребления.

Исходные данные:

$H=526\text{км}$, ССО

$T=5700\text{с}$

$T_{\text{САС}}=5\text{ лет}$

$W_{\text{деж}}=30\text{Вт}$

$U_{\text{ном}}=27\pm 3\text{В}$; $U_{\text{ср}}^p=24\text{В}$; $U_{\text{ср}}^z=31\text{В}$;

$$t_p = \frac{S}{v_{\text{кр}}} = \frac{4334}{7,603} \approx 570\text{с, где}$$

Путь, проходимый КА в зоне видимости наземной станции определим из геометрии (рис.27):

$$S = \frac{36}{180} \cdot \pi \cdot (R_s + H) = \frac{36}{180} \cdot \pi \cdot (6371 + 526) \approx 4334\text{км}$$

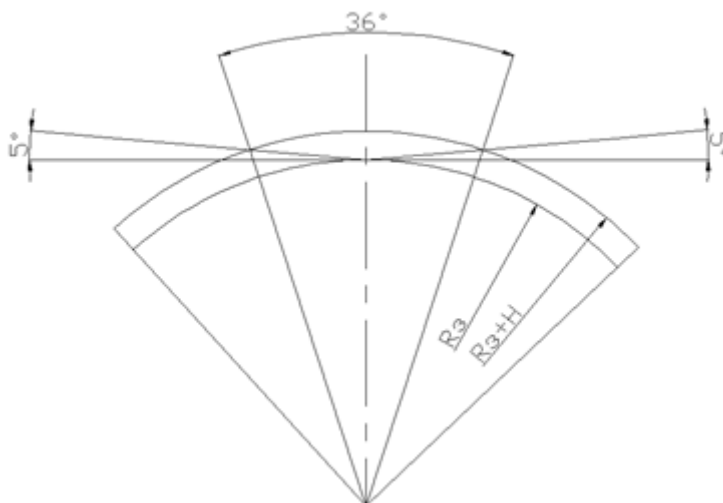


Рис.27 – Зона видимости наземной станции.

$$t_T = 32 \text{ мин} = 1920 \text{ с}$$

$$t_3 = T - t_T - t_p = 5700 - 1920 - 570 = 3210 \text{ с}$$

$$W_{\text{РКПЦИ}} = 16,4 \text{ Вт};$$

$$W_{\text{ЦСС}} = 55,65 \cdot e^{0,009631 \cdot M_{\text{ЦСС}}} = 55,65 \cdot e^{0,009631 \cdot 20,9} \approx 68,1 \text{ Вт}$$

$$W_{\text{БИС}} = 14,5 \cdot e^{0,041 \cdot M_{\text{БИС}}} = 14,5 \cdot e^{0,041 \cdot 0,11 \cdot 20,9} \approx 16 \text{ Вт}$$

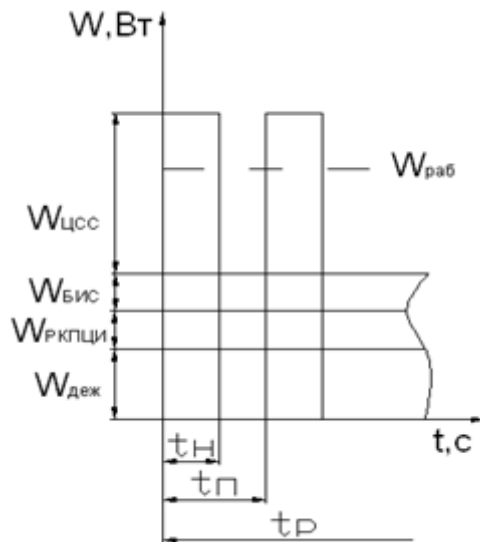


Рис. 28 – Циклограмма работы КА в течение рабочего участка.

$$W_{\text{раб}} = W_{\text{деж}} + W_{\text{РКПЦИ}} + W_{\text{БИС}} + W^*$$

$$t_n \cdot (W_{\text{ЦСС}} - W^*) = (t_n - t_n) \cdot W^*$$

$$t_n = 0,011 \text{ с} \text{ - время накопления сигнала}$$

$$t_n = 0,02 \text{ с} \text{ - время передачи}$$

$$W^* = \frac{t_n \cdot W_{\text{ЦСС}}}{t_n} = \frac{0,011 \cdot 68,1}{0,02} \approx 37,5 \text{ Вт}$$

$$W_{\text{раб}} = 30 + 16,4 + 16 + 37,5 = 99,9 \text{ Вт}$$

Расчет СЭП.

Потребная эффективная мощность СБ:

Уравнение баланса электропотребления за виток имеет вид:

$$\frac{W_d \cdot t_T}{U_{\text{ср}}^p} + \frac{(W_p - W_{\text{с.б.}}) \cdot t_p}{U_{\text{ср}}^p} = \frac{(W_{\text{с.б.}} - W_d) \cdot t_3}{U_{\text{ср}}^3}$$

$$\frac{30 \cdot 1920}{24} + \frac{(99,9 - W_{\text{с.б.}}) \cdot 570}{24} = \frac{(W_{\text{с.б.}} - 30) \cdot 3210}{31}$$

$$W_{\text{сб}} = 62 \text{ Вт}$$

$$S_{\text{сб}} = \frac{W_{\text{сб}}}{W_{\text{уд}} \cdot k_{\text{д}} \cdot k_{\text{з}} \cdot k_{\text{т}} \cdot k_{\text{дб}} \cdot k_{\text{п}}} = \frac{62}{140 \cdot 0,78 \cdot 0,96 \cdot 0,95 \cdot 0,95 \cdot 0,96} \approx 0,7 \text{ м}^2$$

$$k_{\text{д}} = 0,78 \text{ — коэффициент деградации}$$

$$k_{\text{з}} = 0,96 \text{ — коэффициент заполнения}$$

$$k_{\text{т}} = 0,95, k_{\text{дб}} = 0,95, k_{\text{п}} = 0,96, W_{\text{уд}} = 140 \text{ Вт/м}^2$$

$$M_{\text{сб}} = S_{\text{сб}} \cdot m_{\text{уд}} = 0,7 \cdot 2,2 \approx 1,54 \text{ кг}$$

$$m_{\text{уд}} = 2,2 \text{ кг/м}^2$$

Определение массы АБ:

Выбираем аккумулятор литий-ионный МР 14435 с характеристиками [9]:

$U=3,6\text{В}$, $E=2,5\text{А}\cdot\text{ч}$, $m_{\text{акк}}=0,066\text{кг}$, размеры - $14\times42,6\times50\text{мм}$.

Рабочее значение электроемкости:

$$E_p = \frac{(W_{\text{раб}} - W_{\text{сб}}) \cdot t_p + W_{\text{деж}} \cdot t_{\text{т}}}{U_{\text{ср}}^p} = \frac{(99,9 - 62) \cdot 570 + 30 \cdot 1920}{24} \approx 0,92 \text{ А}\cdot\text{ч}$$

$$E_0 = \frac{E_p}{1 - \eta_{\Sigma} - \eta_p} = \frac{0,92}{1 - 0,08 - 0,4} \approx 1,8 \text{ А}\cdot\text{ч}$$

$$\eta_{\Sigma} = 0,08, \eta_p = 0,4$$

Требуемое количество аккумуляторов в аккумуляторной батарее:

$$n = \frac{U_{\text{ср}}^z}{U} = \frac{31}{3,6} \approx 8,6$$

Принимаем $n=9$

$$m = \frac{E_0}{E} = \frac{1,8}{2,5} \approx 0,72$$

Принимаем $m=1$

Масса АБ:

$$M_{AB} = m \cdot n \cdot m_{акк} + M_{доп}$$

$$M_{доп} = 0,25 \cdot M_{AB}$$

$$M_{AB} = \frac{m \cdot n \cdot m_{акк}}{1 - 0,25} = \frac{1 \cdot 9 \cdot 0,066}{1 - 0,25} = 0,792 \text{ кг}$$

Масса СЭП:

$$M_{СЭП} = M_{СБ} + M_{AB} + M_{КАС} + M_{пр}$$

$$M_{КАС} = 0,25 M_{СЭП}$$

$$M_{пр} = 0,1 M_{СЭП}$$

$$M_{СЭП} = \frac{M_{СБ} + M_{AB}}{1 - 0,35} = \frac{1,54 + 0,792}{1 - 0,35} \approx 3,6 \text{ кг}$$

Система терморегулирования (СТР).

Система терморегулирования должна обеспечивать заданный тепловой режим приборов и агрегатов бортовых систем и элементов конструкции КА в течение срока его активного существования.

Структура системы терморегулирования представлена на рисунке 29.

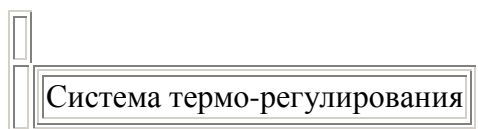




Рис.29 – Структура системы терморегулирования.

Допустимый температурный диапазон эксплуатации представлен в таблице 9[2].

Таблица 9.

№ п/п	Наименование системы (агрегата)	Температура, С	
Максимальная	Минимальная		
	Оптическая система ОЭК	+40	- 20
	Оптические приборы СУ	+35	- 5
	Бортовой радиокомплекс	+50	- 20
	Антенно-фидерная система	+70	-50
	Командно-программная система	+50	- 5
	Панели солнечных батарей	+90	-80
	Аккумуляторные батареи	+20	
	Система управления движением	+50	+5
	Система ориентации и стабилизации	+60	
	Топливо ДУ	+40	

Рассматривается стационарный тепловой режим КА. Уравнение теплового баланса:

$$Q_{\text{солн}} + Q_{\text{изл}}^3 + Q_{\text{отр}}^3 - Q_{\text{изл}}^{\text{КА}} = 0$$

Вследствие малости тепловых потоков $Q_{\text{изл}}^3, Q_{\text{отр}}^3$, при проектной оценке массы СТР принимаем их равными нулю. Тогда

$$Q_{\text{солн}} = Q_{\text{изл}}^{\text{КА}}$$

$$q_s \cdot A_s \cdot F_{\text{погл}} = \sigma_0 \cdot \varepsilon \cdot T^4 \cdot F_{\text{изл}}$$

$$T = \sqrt[4]{\frac{q_s}{\sigma_0} \cdot \frac{A_s}{\varepsilon} \cdot \frac{F_{\text{погл}}}{F_{\text{изл}}}}$$

Где $q_s = 1400 \text{ Вт/м}^2$ - солнечная постоянная

$\sigma_0 = 5,68 \cdot 10^{-8} \text{ Вт/(м}^2 \cdot \text{К}^4)$ - постоянная Больцмана

Обеспечиваем тепловой режим выбором пассивных средств (соотношениями $\frac{A_S}{\varepsilon} \cdot \frac{F_{\text{погл}}}{F_{\text{изл}}}$).
 Для красок на основе металлов $A_S = 0,2, \varepsilon = 0,25$ [11].

$$\frac{A_S}{\varepsilon} = \frac{0,2}{0,25} = 0,8$$

Исходя из расчета массово-габаритных характеристик выбираем форму КА – цилиндр с габаритами: R=0,2м, H=5м.

Пусть площадь поглощения равна площади сечения цилиндра КА. Площадь излучения – вся поверхность цилиндра. Тогда отношение площадей составит:

$$\frac{F_{\text{погл}}}{F_{\text{изл}}} = \frac{2 \cdot R \cdot H}{2 \cdot \pi \cdot R \cdot H + 2 \cdot \pi \cdot R^2} = \frac{2 \cdot 0,2 \cdot 5}{2 \cdot 3,14 \cdot 0,2 \cdot 5 + 2 \cdot 3,14 \cdot 0,2^2} \approx 0,31$$

$$T = \sqrt[4]{\frac{1400}{5,68 \cdot 10^{-8}} \cdot 0,8 \cdot 0,31} \approx 280^\circ\text{K}$$

Получили T=7°C, что удовлетворяет требованиям к температурному режиму КА.

Однако ввиду приблизительности расчёта и возможных неточностей предусмотрим в компоновке наличие радиатора - излучателя для сброса тепла.

Массу СТР для КА возьмём из статистики. Для аппаратов этого класса масса СТР составляет 4% от массы КА.

$$M_{\text{СТР}} = 0,04 \cdot M_{\text{КА}} = 0,04 \cdot 110 = 4,4\text{кг}$$

Система управления движением и навигации (СУДН).

В основном назначение СУДН рассматривается для следующих типовых участков функционирования КА: перелет на орбиту функционирования и орбитальное движение. Перечень типовых операций, выполняемых СУДН на участке перелета:

- гашение остаточных скоростей при разделении с разгонным блоком;
- поиск Солнца и успокоение КА;
- поддержание дежурной ориентации заданной оси на Солнце;
- построение базовой ориентации;
- поддержание заданной ориентации и стабилизации КА относительно программного положения;
- перенацеливание КА в программное положение;
- стабилизацию КА относительно заданного программного положения во время коррекции орбиты.

На участке орбитального движения СУДН должна обеспечивать ориентацию и стабилизацию КА относительно заданного программного положения. СУДН также предназначена для определения параметров движения центра масс КА с заданной погрешностью по координатам и скорости.

Требования к исполнительной части системы ориентации и стабилизации по угловым скоростям:

- точность ориентации по каналу тангажа:

$$\omega_{\theta} = \frac{L_{\max}}{f \cdot t_n}$$

Максимальное значение компенсационного сдвига изображения:

$$L_{\max} = 0,3 \cdot d_n = 0,3 \cdot 10 \cdot 10^{-6} = 3 \cdot 10^{-6} \text{ м.}$$

$f=5,881\text{м}$ - фокусное расстояние оптической системы

$t_n = 0,011\text{с}$ - время накопления сигнала. Тогда

$$\omega_{\theta} = \frac{3 \cdot 10^{-6}}{5,881 \cdot 0,011} \approx 4,6 \cdot 10^{-5} \text{ 1/с}$$

- точность ориентации по каналу крена:

$$\omega_{\gamma} = \frac{L_{\max}}{f \cdot t_n} = \frac{3 \cdot 10^{-6}}{5,881 \cdot 0,011} \approx 4,6 \cdot 10^{-5} \text{ 1/с}$$

- точность ориентации по каналу рыскания

$$\omega_{\psi} = \frac{L_{\max}}{R_{\text{фп}} \cdot t_n} = \frac{3 \cdot 10^{-6}}{0,2 \cdot 0,011} \approx 1,4 \cdot 10^{-3} \text{ 1/с}$$

$R_{\text{фп}} = 0,2\text{м}$ - радиус фокальной плоскости.

Чтобы обеспечить такие условия ориентации и стабилизации по углам тангажа, рыскания и крена, необходимо увеличить t_n . Добиться увеличения t_n можно, снимая не сплошную поверхность, а выборочные участки.

Потребная точность по угловой скорости исполнительных органов ориентации и стабилизации принимается на порядок выше.

Состав СУДН:

Датчиковая аппаратура:

- Звездные датчики (2 шт. – для обеспечения необходимой точности - Altair-HB);
- Солнечные датчики (2шт – для обеспечения необходимой надежности - Jena-Optronik GmbH);

- Прибор ориентации на Землю (1шт – 336К)
- Датчики угловых скоростей и акселерометры (МБИНС-98)

Исполнительные органы:

- Двигатели маховики (3шт)
- Электромагнитные исполнительные органы (3 шт.)

Аппаратура спутниковой навигации:

- Приемник GPS

Прочие агрегаты и подсистемы (блоки управления исполнительными органами, распределения питания и коммутации, усиления мощности и др.)

$M_{\text{судн}}$ определяется как сумма масс датчиковой аппаратуры $M_{\text{ДА}}$, исполнительных органов $M_{\text{ИО}}$, аппаратуры спутниковой навигации $M_{\text{АСН}}$ и прочих агрегатов и подсистем $M_{\text{пр}}$ [2]:

$$M_{\text{судн}} = M_{\text{ДА}} + M_{\text{ИО}} + M_{\text{АСН}} + M_{\text{пр}}$$

$$M_{\text{пр}} = 0,1M_{\text{судн}}. \text{ Тогда}$$

$$M_{\text{судн}} = \frac{M_{\text{ДА}} + M_{\text{ИО}} + M_{\text{АСН}}}{1 - 0,1} = \frac{(2 \cdot 1,8 + 2 \cdot 0,62 + 2,4 + 0,8) + (3 \cdot 1,1 + 1,62) + 0,02}{0,9} \approx 14,4 \text{ кг}$$

Двигательная установка (ДУ).

Двигательная установка предназначена в основном для:

- успокоения КА после отделения от разгонного блока;
- проведения режимов построения заданной ориентации;
- проведения коррекции орбиты на различных этапах полета;
- обеспечения заданных требований по точности управления ориентацией КА при отказе электромеханических и электромагнитных исполнительных органов системы ориентации и стабилизации.

Будем использовать ДУ на гидразине с совмещённой системой вытеснения и хранения топлива.

Состав двигательной установки приведен на рисунке 30.

Рис.30 – состав ДУ.

$$M_{\text{ДУ}} = M_{\text{ТО}} + M_{\text{ДВ}} + M_{\text{ПГС}}$$

Определение массы топливного отсека:

$$M_{\text{ТО}} = M_{\text{Т.б.}} + M_{\text{ТОПЛ}}$$

$$M_{\text{ТОПЛ}} = M_{\text{КА}} \cdot \left(1 - e^{-\frac{v_{\text{хар}}}{g \cdot P_{\text{уд}}}} \right) = 180 \cdot \left(1 - e^{-\frac{224}{9,8 \cdot 230}} \right) \approx 17 \text{ кг}$$

$$v_{\text{хар}} = -g \cdot P_{\text{уд}} \cdot \ln \left(1 - \frac{m_{\text{ТОПЛ}}^{\text{прот}}}{m_{\text{КА}}^{\text{прот}}} \right) = -9,8 \cdot 230 \cdot \ln \left(1 - \frac{71}{750} \right) \approx 224 \text{ м/с},$$

где $g = 9,8 \text{ м/с}^2$, $P_{\text{уд}} = 230 \text{ с}$, $m_{\text{ТОПЛ}}^{\text{прот}} = 71 \text{ кг}$, $m_{\text{КА}}^{\text{прот}} = 750 \text{ кг}$.

Объем топливного бака:

$$V_{\text{Т.б.}} = V_{\text{ТОПЛ}} + V_{\text{Н}}$$

$$V_{\text{ТОПЛ}} = \frac{M_{\text{ТОПЛ}}}{\rho_{\text{ТОПЛ}}} = \frac{17}{1040} \approx 0,0163 \text{ м}^3,$$

где $\rho_{\text{ТОПЛ}} = 1040 \text{ кг/м}^3$ - плотность компонента топлива (гидразин).

Газ наддува – азот. Найдем давление и объем сжатого газа наддува из условия, что процесс расширения изотермический.

$$P_{\text{К}} \cdot V_{\text{К}} = P_{\text{Н}} \cdot V_{\text{Н}}$$

Выберем двигатель с характеристиками [2]:

$$P_{\text{Н}} = 25 \cdot 10^5 \text{ Па} - \text{давление сжатого газа наддува}$$

$$P_{\text{ВХ.КЗ.}} = 1,75 \cdot 10^5 \text{ Па} - \text{давление на входе в камеру сгорания}$$

$$\kappa_{\text{П}} = 1,1 - \text{коэффициент потерь в ПГС.}$$

Давление газа наддува после выработки топлива:

$$p_k = p_{\text{вх.кз.}} \cdot k_{\text{п}} = 1,75 \cdot 10^5 \cdot 1,1 \approx 1,9 \cdot 10^5 \text{ Па}$$

$$V_k = V_n + V_{\text{топл}} - \text{конечный объем.}$$

Тогда получим объем сжатого газа наддува:

$$V_n = \frac{p_k \cdot V_{\text{топл}}}{p_n - p_k} = \frac{1,9 \cdot 10^5 \cdot 0,0163}{25 \cdot 10^5 - 1,9 \cdot 10^5} \approx 1,34 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3$$

$$V_{\text{т.б.}} = V_{\text{топл}} + V_n = 0,0163 + 1,34 \cdot 10^{-3} \approx 0,0176 \text{ м}^3$$

$$V_{\text{т.б.}} = \frac{4}{3} \pi R_{\text{т.б.}}^3$$

Тогда получим радиус топливного бака:

$$R_{\text{т.б.}} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot V_{\text{т.б.}}}{4 \cdot \pi}} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot 0,0176}{4 \cdot 3,14}} \approx 0,16 \text{ м}$$

Толщина оболочки бака определяется из условия прочности:

$$\delta = \frac{p_n \cdot R_{\text{т.б.}} \cdot f}{\sigma_B} = \frac{25 \cdot 10^5 \cdot 0,16 \cdot 1,5}{320 \cdot 10^6} \approx 1,9 \cdot 10^{-3} \text{ м,}$$

где $f = 1,5$ – коэффициент безопасности;

Материал топливного бака – АмГ-6, $\sigma_B = 320 \text{ МПа}$ [4];

Масса топливного бака:

$$M_{\text{т.б.}} = 4\pi R_{\text{т.б.}}^2 \cdot \delta \cdot \rho_{\text{км}} \cdot k_{\text{св}} = 4 \cdot 3,14 \cdot 0,16^2 \cdot 0,0019 \cdot 2700 \cdot 1,1 \approx 1,82 \text{ кг,}$$

где $\rho_{\text{км}} = 2700 \text{ кг/м}^3$ - плотность конструкционного материала[4],

$k_{\text{св}} = 1,1$ - коэффициент сварного шва.

$$M_{\text{то}} = M_{\text{т.б.}} + M_{\text{топл}} = 1,82 + 17 \approx 18,82 \text{ кг}$$

Определение массы двигателей:

Для КА наибольшее применение нашли баки прямого расширения газа наддува.

Принципиальная схема ДУ на гидразине с прямым расширением газа наддува приведена на рисунке 31.

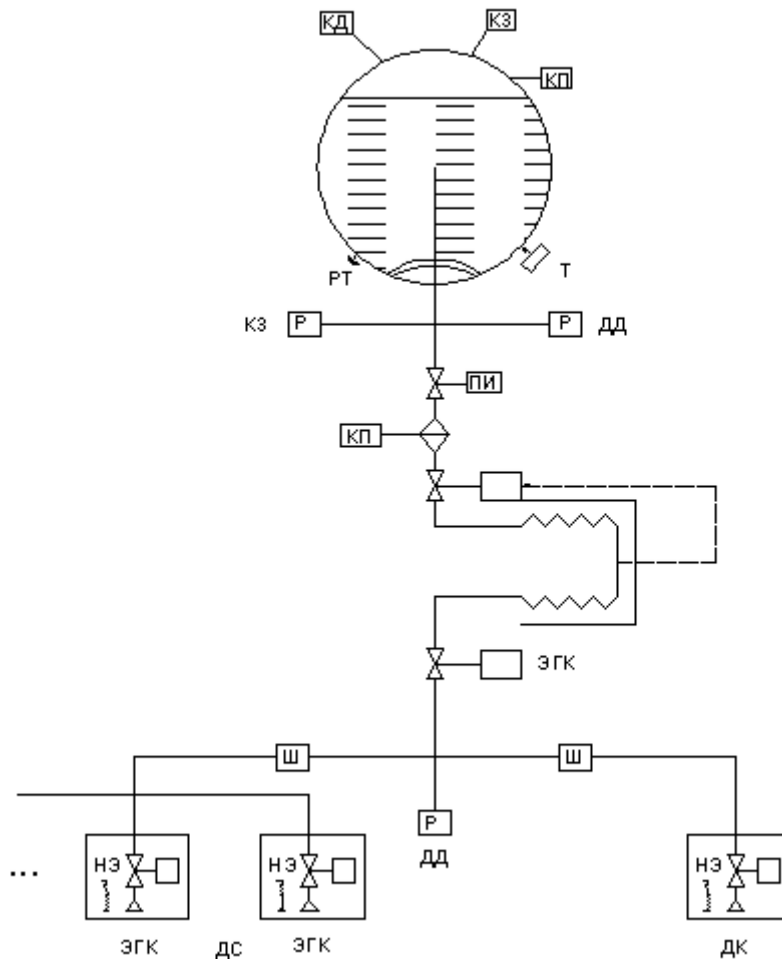


Рис.31 – Схема ДУ с прямым расширением газа наддува.

Обозначения:

ДД – датчик давления; ПК – пироклапан; ЭГК – электрогидроклапан; Ш – штуцер; КД – клапан давления; КЗ – клапан заправки; КП – проверочный клапан.

Для ориентации КА необходимо иметь 12 двигателей, по четыре на каждой оси. На коррекцию требуется один двигатель. Выбираем двигатели со следующими характеристиками:

$$M_{\text{дв.ор.}} = 0,35 \text{ кг}$$

$$M_{\text{дв.кор.}} = 1,5 \text{ кг}$$

$$M_{\text{дв}} = M_{\text{дв.кор.}} + 12 \cdot M_{\text{дв.ор.}} = 1,5 + 12 \cdot 0,35 = 5,7 \text{ кг}$$

Определение массы ДУ.

$$M_{\text{ДУ}} = M_{\text{ГО}} + M_{\text{дв}} + M_{\text{ПГС}}$$

$$M_{\text{ПГС}} = 0,1 \cdot M_{\text{ДУ}}$$

$$M_{\text{ду}} = \frac{M_{\text{то}} + M_{\text{дв}}}{1 - 0,25} = \frac{18,82 + 5,7}{1 - 0,1} \approx 27,2 \text{ кг}$$

Определение массы МСП.

Масса модуля служебных подсистем:

$$M_{\text{МСП}} = M_{\text{БВС}} + M_{\text{БАКИС}} + M_{\text{ду}} + M_{\text{СЭП}} + M_{\text{СТР}} + M_{\text{СУДН}} + M_{\text{кон}} + M_{\text{пр}}$$

$$M_{\text{кон}} + M_{\text{пр}} = 0,3 M_{\text{МСП}}$$

$$M_{\text{МСП}} = \frac{M_{\text{БВС}} + M_{\text{БАКИС}} + M_{\text{ду}} + M_{\text{СЭП}} + M_{\text{СТР}} + M_{\text{СУДН}}}{1 - 0,3} =$$

$$= \frac{3,5 + 2,9 + 27,2 + 3,6 + 4,4 + 14,4}{1 - 0,3} \approx 80 \text{ кг}$$

4.7. Уточнение характеристик КА.

Массовая сводка КА.

Таблица 10.

Наименование системы	Масса системы (кг)
Модуль целевой аппаратуры	
Бортовая вычислительная система	3,5
Система управления движением и навигацией	14,4
БАКИС	2,9
Система электропитания	3,6
Система терморегулирования	4,4
Двигательная установка	27,2
Модуль служебных подсистем	
КА	

Корректировка значений R/H от массы для разрабатываемого КА.

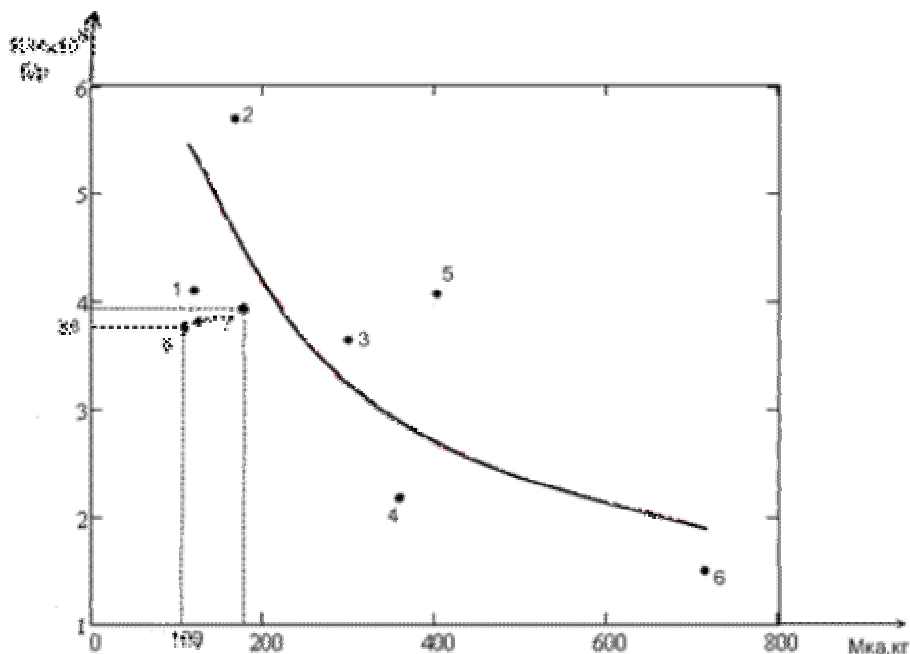


Рис.32 – Корректировка значения $R/H(M_{KA})$.

Здесь 1-6 – прототипы; 7 – КА первого приближения; 8 – КА второго приближения.

В результате корректировки $R/H(M)$ для разрабатываемого КА, выявлено, что точка, характеризующая разрабатываемый КА, сместилась влево. Это означает, что при неизменной характеристике R/H , масса КА уменьшилась (109кг – второе приближение, 180кг – первое приближение). Таким образом можно говорить о более высокой массовой отдаче КА, что позволит снизить затраты на создание КС.

Определение надежности КА.

Надежность КА:

$$P_{KA} = \prod_{i=1}^2 P_i = P_{MЦА} \cdot P_{MСП}$$

Надежность модулей КА определяем по эмпирическим зависимостям, приведенным в разделе 4.2, в зависимости от массы модулей. Получим

$$P_{MЦА} = 1 - 0,0803 \cdot e^{-0,01 \cdot M_{MЦА}} = 1 - 0,0803 \cdot e^{-0,01 \cdot 29} \approx 0,94$$

$$P_{MСП} = 1 - 0,0512 \cdot e^{-0,0044 \cdot M_{MСП}} = 1 - 0,0512 \cdot e^{-0,0044 \cdot 80} \approx 0,964$$

$$P_{KA} = P_{MЦА} \cdot P_{MСП} = 0,94 \cdot 0,964 \approx 0,906$$

$$P_{KA}^{зд} = 0,9$$

Требование по надежности удовлетворено ($P_{KA} = 0,906 > P_{KA}^{зд} = 0,9$).

Выводы

Таким образом, мы уточнили массу модуля целевой аппаратуры, массу модуля служебных подсистем, информационную производительность и надежность КА, решив поставленную задачу нижнего уровня. Получили массу меньше заданной изначально, не ухудшив при этом заданные параметры.

На рис. 33 представлено распределение во времени работы по созданию и функционированию космического сегмента КС ДЗЗ.



Рис.33 – Граф PR(t).

Здесь

t_p – время на разработку и создание КА. Принимаем $t_p=1,5$ года.

t_c - время на создание КА. Принимаем $t_c=0,5$ лет.

$T_{CAC}=5$ лет – срок активного существования КА.

$\langle T \rangle$ - планируемый период, время от начала реализации проекта до ее окончания.

$\langle T \rangle=22$ года.

На рис. 34 представлена функция распределения затрат на реализацию проекта. По этапам работ (разработка и создание, выведение и эксплуатация) принимаем ее равномерной.

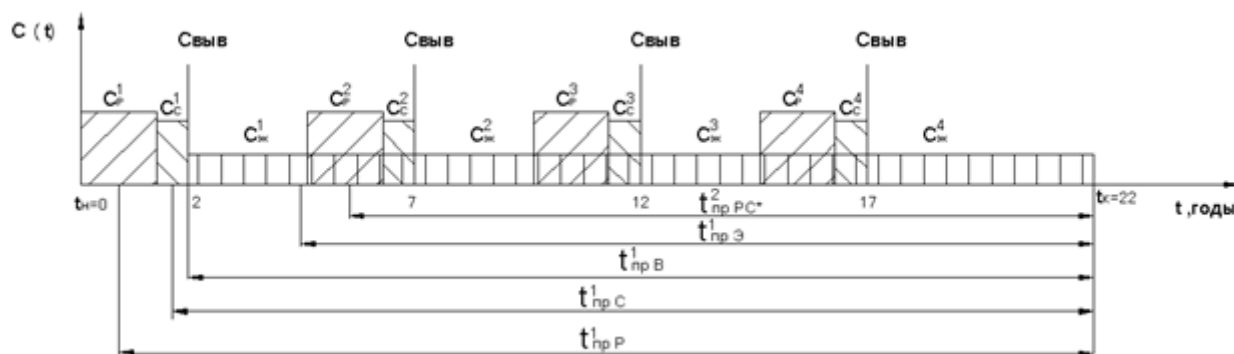


Рис.34– Функция распределения затрат.

Здесь $t_{пр}$ – время приведения затрат.

Затраты на реализацию проекта:

$$C_{KC_{ДЗЗ}} = C_{KC} + C_{HC}$$

$$C_{KC} = \sum_i C_{KAi}$$

$$C_{KAi} = C_{PC}^i + C_B^i + C_Э^i = C_C^1 \cdot (k_p \cdot N_p \cdot (1 + E)^{t_{прP}^i} + N^{-\alpha} \cdot (1 + E)^{t_{прC}^i}) + C_B^1 \cdot (1 + E)^{t_{прB}^i} + C_{ЭК}^1 \cdot (1 + E)^{t_{прЭ}^i}$$

, где

C_{PC}^i - затраты на разработку и создание i-го аппарата.

C_B^i - затраты на выведение i-го аппарата.

$C_Э^i$ - затраты на эксплуатацию i-го аппарата.

C_C^1 - затраты на создание единичного КА.

$$k_p = \frac{C_P^1}{C_C^1}. \text{Принимаем } k_p = 2.$$

$$N_p = 2$$

$\alpha=0,4$ — эмпирический коэффициент

$E=0,08$ – величина инфляции в год

$$C_C^1 = C_{МЦА}^1 + C_{МСП}^1 = 24,5 + 11,5 = 40,4 \text{млн.руб.}$$

$$C_{МЦА}^1 = 0,936 \cdot M_{МЦА}^{0,97} = 0,936 \cdot 29^{0,97} \approx 24,5 \text{ млн.руб.}$$

$$C_{МСП}^1 = 0,18 \cdot M_{МСП}^{1,025} = 0,18 \cdot 80^{1,025} \approx 15,9 \text{млн.руб.}$$

$$C_B^1 = 6 \text{млн.руб.}$$

По статистике для РН «Старт-1».

$$C_{ЭК}^1 = 0,11 \cdot M_{КА}^{0,7} \cdot N_{КА} \cdot T_{САС} = 0,11 \cdot 109^{0,7} \cdot 1 \cdot 5 \approx 14,6 \text{млн.руб.}$$

$$C_{KA1} = C_C^1 \cdot (k_p \cdot N_p \cdot (1 + E)^{t_{прP}^1} + N^{-\alpha} \cdot (1 + E)^{t_{прC}^1}) + C_B^1 \cdot (1 + E)^{t_{прB}^1} + C_{ЭК}^1 \cdot (1 + E)^{t_{прЭ}^1} = 40,4 \cdot (2 \cdot 2 \cdot (1 + 0,08)^{21,25} + 1^{-0,4} \cdot (1 + 0,08)^{20,25}) + 6 \cdot (1 + 0,08)^{20} + 14,6 \cdot (1 + 0,08)^{17,5} \approx 1105 \text{млн.руб.}$$

$$C_{KA2} = 40,4 \cdot (2 \cdot 2 \cdot (1 + 0,08)^{16,25} + 2^{-0,4} \cdot (1 + 0,08)^{15,25}) + 6 \cdot (1 + 0,08)^{15} + 14,6 \cdot (1 + 0,08)^{12,5} \approx 720,6 \text{млн.руб.}$$

$$C_{КА3} = 40,4 \cdot (2 \cdot 2 \cdot (1 + 0,08)^{11,25} + 3^{-0,4} \cdot (1 + 0,08)^{10,25}) + 6 \cdot (1 + 0,08)^{10} + 14,6 \cdot (1 + 0,08)^{7,5} \approx 480,4 \text{ млн. руб.}$$

$$C_{КА4} = 40,4 \cdot (2 \cdot 2 \cdot (1 + 0,08)^{6,25} + 4^{-0,4} \cdot (1 + 0,08)^{5,25}) + 6 \cdot (1 + 0,08)^5 + 14,6 \cdot (1 + 0,08)^{2,5} \approx 322,7 \text{ млн. руб.}$$

$$C_{КС} = C_{КА1} + C_{КА2} + C_{КА3} + C_{КА4} = 1105 + 720,6 + 480,4 + 322,7 = 2628,7 \text{ млн. руб.}$$

$$C_{НС} = (C_{ТК} + C_{НКУ} + C_{НКПОР}) \cdot (1 + E)^{t_{пр НС}},$$

где

$$C_{ТК} = 0,049 \cdot C_c^1 = 0,049 \cdot 40,4 \approx 1,98 \text{ млн. руб.}$$

$$C_{НКУ} = 10,89 \cdot N_{КА}^{0,97} = 0,936 \cdot 1^{0,97} = 10,89 \text{ млн. руб.}$$

$$C_{НКПОР} = 7,26 \cdot N_{КА}^{0,245} = 7,26 \cdot 1^{0,245} = 7,26 \text{ млн. руб.}$$

$$C_{НС} = (1,98 + 10,89 + 7,26) \cdot (1 + 0,08)^{20,25} \approx 95,6 \text{ млн. руб.}$$

В итоге получим:

$$C_{КС_{дзз}} = 2628,7 + 95,6 = 2724,3 \text{ млн. руб.}$$

Конструктивно-компоновочная схема аппарата представлена на рисунке 35.

Данная схема хорошо подходит ввиду сравнительно больших размеров съёмочной аппаратуры разрабатываемого аппарата.

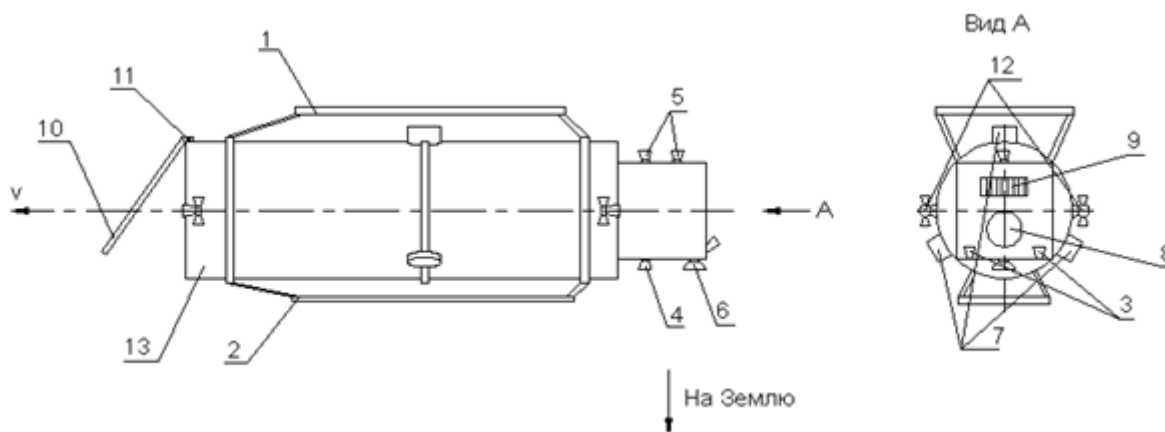


Рис.35 – Конструктивно-компоновочная схема КА.

На рисунке: 1- панель СБ, 2-радиатор-излучатель, 3 –звёздные датчики, 4- ПОЗ, 5- ПОС, 6- антенна РКПЦИ, 7-блоки двигателей-маховиков, 8- топливный бак, 9 – аккумуляторная батарея; 10- поворотное зеркало ОС, 11- механизм поворота и закрытия телескопа, 12 – сопла системы коррекции, ориентации и стабилизации, 13 –телескоп.

Положение аппарата в орбитальной системе координат изображено на рисунке 36.

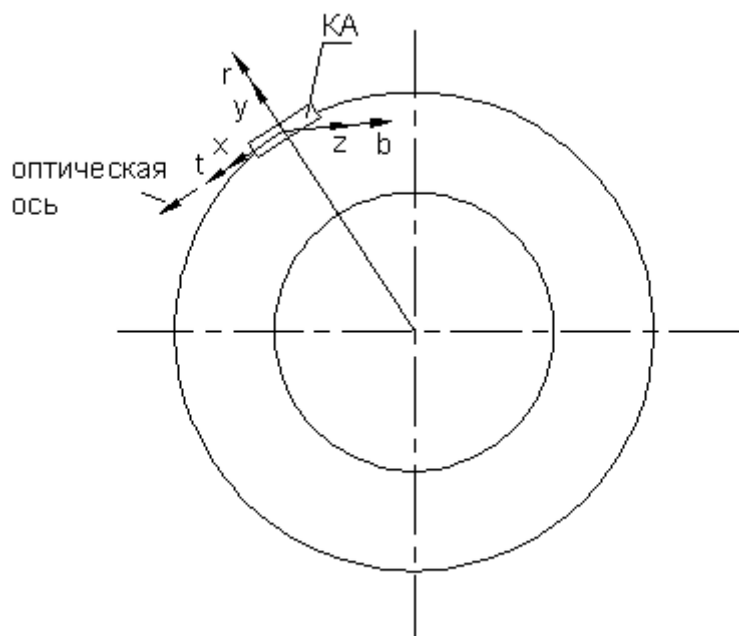


Рис.36 – Положение КА в орбитальной системе координат.

На рисунке x, y, z – оси связанной с КА системы координат

t, r, b – оси орбитальной системы координат.

Баллистические параметры

Высота орбиты, км

Период обращения, с

Наклонение орбиты, ° 97,36

Ширина полосы обзора, км

Количество витков в сутки 15,2

Численность орбитальной группировки, шт.

Угол отклонения оптической оси, °

Размеры полосы захвата, км

Тип РН Старт-1

Параметры МЦА

Оптика

Диаметр главного зеркала, м 0,367

Диаметр вторичного зеркала, м 0,147

Фокусное расстояние, м 5,881

Радиус фокальной плоскости, м 0,2

Угол захвата, ° 1,96

Соотношение сигнал/шум 4,07

Время накопления сигнала, с 0,011

Габариты ОС, $H_{OC} \times D_{OC}$, м x м 4,413 x 0,396

Масса ОС, кг 20,89

Параметры радиолинии ЦИ

ЭИИМ, Дб

Информативность канала передачи, Мбод 93,7

Количество НКПОР, шт.

Мощность передатчика, Вт	0,25
Диаметр бортовой передающей антенны, м	0,15
Коэффициент усиления	100,8
Частота РКПЦИ, ГГц	8,2
Масса систем РКПЦИ, кг	
Параметры МСП	
$M_{\text{БВС}}$, кг	3,5
$M_{\text{СУДН}}$, кг	14,4
Информативность канала БА КИС, кбод	
Диаметр наземной антенны, м	
Соотношение сигнал/шум БА КИС	
Диапазон работы БА КИС	S
Частота работы канала БА КИС, ГГц	2,4
$K_{\text{ФМ}}$	
$M_{\text{БА КИС}}$, кг	2,9
Расчётная потребляемая мощность, Вт	99,9
Площадь СБ, м ²	1,1
Количество аккумуляторов в батарее, шт	
$M_{\text{СЭП}}$, кг	4,9
$M_{\text{ДУ}}$, кг	28,2
$M_{\text{СТР}}$, кг	

Выводы

В данной работе был проведен проектно-конструкторский анализ проекта спутника дистанционного зондирования Земли.

1. На основании статистических зависимостей были определены предварительные параметры КА, такие как:

- Масса КА первого приближения;
- Масса ЦСС первого приближения;
- Ширина полосы захвата L;
- Ограничение на массу КА $M_{\text{КА}}^{\text{зд}}$

2. Сформированы и формализованы требования к космическому аппарату и составу его бортовых систем. Из анализа проекта космического аппарата-прототипа были определены требования к баллистическим параметрам орбиты функционирования КА. Исходя из этих параметров были определены такие параметры КА как:

- Ширина полосы обзора единичного КА;

- Высота орбиты функционирования космических аппаратов;
- Периодичность обзора заданного района.

3. Выбран состав и определены основные проектные параметры целевой аппаратуры КА. В данном разделе курсового проекта были формализованы требования к комплексу целевой аппаратуры, а также оценены характеристики оптико-электронной съемочной аппаратуры. В том числе:

- Диаметр апертуры объектива;
- Фокусное расстояние;
- Эффективное отверстие;
- Радиус фокальной плоскости.

Используя эти величины, был проведен анализ энергетических характеристик оптико-электронного тракта и прежде всего основного его параметра - отношения мощности сигнала к мощности шума. Было проанализировано значение данной величины и выявлено, что оно не на много превышает пороговую величину этого параметра. Это обстоятельство весьма положительно, так как в этом случае мы обеспечиваем заданные энергетические характеристики оптико-электронного тракта и не обладаем слишком большим запасом по величине сигнал / шум. Слишком большая величина данного параметра приведет к неоправданному росту массы комплекса целевой аппаратуры, росту ее габаритов и потребной энергетики.

4. Решена задача управления согласованием решений, полученных на (i-1)-ом и i-ом уровнях управления разработкой. Были изменены проектно-конструкторские решения, и в результате решена задача сходимости выбранного параметра (

$|M_{\text{ЦСС}k} - M_{\text{ЦСС}k+1}| \leq \Delta M_{\text{ЦСС}}^{\text{зд}}$). В итоге получено оптимизированное значение $M_{\text{ЦСС}}$.

5. Проведен расчет пропускной способности радиолинии. В результате которого был определен поток информации, передаваемый на НИП и время передачи исходя из высоты рабочей орбиты КА и угла возвышения наземной антенны. Потребная информативность радиолинии передачи целевой информации соответствует полосе пропускания наземного приемника целевой информации.

В следующем разделе курсового проекта была определена потребная бортовая эквивалентная изотропно излучаемая мощность. Зная ее величину, стало возможным исследовать зависимость коэффициента усиления антенны РЛЦИ от мощности передатчика. Таким образом, было найдено оптимальное соотношение этих величин и определен потребный размер передающей антенны радиолинии передачи целевой информации.

6. Определены габаритно-массовых характеристики комплекса целевой аппаратуры:

- Габаритно-массовые характеристики съемочной аппаратуры;
- Массовые характеристики радиолинии передачи целевой информации.

7. Проведен выбор состава бортовых служебных систем, а также определены их основные характеристики.

Были определены характеристики следующих подсистем бортового комплекса управления:

- Бортовой вычислительной системы – из статистических зависимостей определена масса данной системы;
- Системы управления движением и навигации – определена масса системы. Также в данном подразделе были сформированы требования к системе ориентации и стабилизации, исходя из параметров движения КА и параметров съемочной аппаратуры, сформирован состав данной системы;
- Определена масса бортовой аппаратуры командно-измерительной системы (Для определения массовых характеристик данной системы был проведен расчет радиолинии передачи служебной информации);

Так же в данном разделе был проведен проектный анализ обеспечивающих систем.

В частности, был проведен расчет системы электропитания, который позволил определить состав данной системы, массы ее составляющих, потребную площадь панелей солнечных батарей, количество аккумуляторов в аккумуляторной батарее. Это позволило определить массу системы электропитания в целом.

Рассчитывая массовые характеристики двигательной установки определили массу топлива, объем и массу топливного отсека.

При анализе системы терморегулирования разрабатываемого КА ДЗЗ, был определены:

- Допустимые температурные диапазоны работы систем космического аппарата;
- Выбран состав средств системы терморегулирования, обеспечивающий данные температурные диапазоны;
- Проанализирован стационарный тепловой режим КА. В заключение которого было проведено обоснование формы космического аппарата.

8. Составлена массовая сводка разрабатываемого КА, определена его масса в целом. Скорректированы значения R/H и массы для разрабатываемого КА.

- Точка, характеризующая разрабатываемый КА сместилась влево, что говорит об уменьшении массы КА.
- Масса КА уменьшилась со 180кг до 86,5кг (на 51,9%).
- Это говорит о более высоком техническом уровне исполнения КА по сравнению с аналогами. Разрабатываемый КА обладает существенно меньшей массой. Это позволит снизить затраты на создание и выведение.

9. Определены затраты на реализацию проекта, включающие затраты на использование и доработку наземного сегмента и разработку и создание необходимого количества КА на планируемый период $\langle T \rangle = 22$ года.

10. Разработана конструкция проектируемого КА ДЗЗ и приведена его приблизительная компоновочная схема.

Таким образом, в данной работе была показана возможность получить аппарат, который по своим техническим характеристикам будет превосходить существующие, на

сегодняшний день, аналоги. Этого можно добиться за счет применения перспективной, более совершенной аппаратуры и систем КА.

Список литературы.

1. Лекции по курсу «Преддипломный курс по проектированию МКА и наноспутников». Автор Ламзин В.А. Москва, МАИ, 2010.
2. Методическое пособие «Разработка конструктивно-компоновочной схемы КА мониторинга окружающей среды», Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В.
3. Лекции по курсу «Проектированию МКА и наноспутников». Автор Малышев Г.В. Москва. МАИ. 2009.
4. Методическое пособие «Основы конструирования КА», Грабин Б. В.
5. <http://vinek.narod.ru/satellites.htm>.
6. <http://www.novosti-kosmonavтики.ru/nk/forum-pic/Satellites-low.pdf>.
7. <http://www.innoter.com/news/news010606.html>.
8. <http://belapan.com/webroot/delivery/files/media/flash/2009/12/belka.swf>.
9. <http://www.megaron.su/content/view/21/9/>.
10. Труды МФТИ. Том 1, №3. Гл. редактор Кудрявцев Н.Н. 2009
11. <http://epizodsspace.no-ip.org/bibl/znan/1983/04/vozdeistvie.html>.