# МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Пекоммерческое акционерное общество А.ЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ

кафедра_	Cuemenor	ynpakuenus	азрокосиине	пост техникой
		Baneayou	пущен к защите» ний кафедрой <u>Шили</u> Обрасная степень звание)	
		пломный про		
Ha TEMY:	sazpaismea emupolanus	nounce u	техношчин аппарата	
A.		0 - Коешигеская	терника и те	<u>хноно</u> ни
Выполиил (	a) Byreway	iola C.C.	CASAA- 12-1	
Научный ру		иморваев И. У		China
Консульта	иты: еской части:	, E. J.H., Dayser		
по_бетопаси	Фамени и ппопалы.  (подпись)  ости жизнедеяте.	учения степень пание) 06 пьности:	20/6	
-	Вышля и попивалы (полись)	of the report	2016_1.	
14	подпись)	veias ctelleis, tabilite)	2016 1.	
Нормоконтр	олер: <u>Шилич</u>	VSay 10	кресрессер ВАК шили, учения степень, так 3 » ОС	me) 2016 r.
Рецензент:	<u>Сущиенбаев</u>	SPANILTHE IT INTO	проджесер инам учим сепень на 8 и инскля	20/£1.
		Алматы 2016 г.		

# МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

### Некоммерческое акционерное общество АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ

DUNGALINE SHOWN WAS AND	a waref warmenners manuscrew
Cumun Thursty 58074500 - 1	е и индрофинационного техношни вышическая техника и техношения ния аэрокоеншегокой техникой
Kadeana Bushalas metalas	oriniteixine morniku u mornomice
Kanpenpa <u>inementor grynarice</u>	ти изрокоситеской тектког
ЗАД	АНИЕ
	дипломного проекта
Студент Букейканова в	Сабина Среиновна пя. пяя, отчесто) логики и технологии ческого аппарата
Тема проекта Загработка	souru u merugiotaii
проектирования косии	ческого аппарата
утверждена приказом ректора	№148 от «19» октября 2015 г.
Срок сдачи законченной работ	ы « 23 » мая 2016 г.
Исходные данные к проекту	требуемые параметры результатов
проектирования (исследования)	и исходные данные объекта
1) Разешатриваютья коси	штеские аппаратог различных
munol	
2) Ohoumer Recurrecture	аппаратов ст 200км до
35800 KM	
- D. V.	
Перечень поллежаних разработ	ке дипломного проекта вопросов или
краткое содержание дипломного	
was unbeaution anna have	τ ποιίκα μροεκπαρφέανας μ πρακυμποί ει μογραθοπκα πρακυμποί μαγραθοπκα εν προεκπαροβανία κοεμανίες κοι α προεκπαροβανία κοεμανίες κοι
a chia managara	is yourganes at progracomes
2 sommimoreveni vozep	ala la manufactura anna la
me proceeding apockmup	wanus Resultioned unnapam
S. Sir pacemea usicis	u proekmyrosanus keenureekoi
ч багработка техноно	иш проектирования косишеского
annahama	1 1 2 1
5. Jaerem zampam	на разработку просета
6. Thany pringungl	obeenerenua Skonowireckou
tezonaonosmu u torne	на разрабетку проекта обеспечения эконошческой чинения техники везопасности
но рабочем месте	
,	

			what	necuegosi	1994-14-68	come uc	cregora
us	Korázenizw	6			. /		.low
	Spagne	zabueuuwemi	e omore	ucomu	om pai	eremnece.	орыка
640	stembolower	e poesseur	uerow	annapan	a ·		
4	Crema	потоков	ganner	e gili	K4	enwriek	010_
200	unkama	Cuttont	V				
	Thaores	sabuenmoen	rise Hor	heusucom	u u	espagnica	crou_
ku	bainer or	h theom	er Keeu	uurreneere.	865	napame	Hag
ch	uhuman	aux lo	comer i	cheumer	4000	Kell	-
	Thanne	3 dtuorencem	H MAZILLE	шиссти	Ha	ведения	om
62	chines KO	emureoppio	anhah	aina	над	поризон	epo Gere
	a lacome	a openion	1000	Rett	0		
233	A DIVERTIN	7					
	Рекомендуе	мая основная	литература	, 4			
v	Maine, And	Kumar, Satel	литература	degy: pri	reiples	and oppli	ratices
100	Maini, Anil	Kumar, Satel	lite techni				
ice	Maini, Anil I d edition,	Kumar, Satel 2014 and D. James	lite techni k. Spaces	raft des	ign. Wa	shington,	De:
in	Maini, Anil I d edition, Briffin, Mich wegn Ins	Kumar, Satel 2014 act D., James hitute of I	lite Leohns s.K. Spaceci Aeronaudics	raff des	ign. Wa Ironau	shington, ties, 1995	DC:
me	Maini, Anil I d edition, Priffin, Mich Pican Ins.	Kumar, Satel 2014 (act D., James titute of I Double	Uite Leohn s.K., Spaces Aeronautics womheisemt	raff des and hi	ign. Wa Ironau urecku	shington, tics, 1995 x anna,	DC:
me	Maini, Anil I d edition, briffin, Hick rican Ins yuzun B. H.	Kumar, Satel 2014 act D., James bitute of I boucks	ute teehn k. Spaces Aeronautics yomposiems M. Maur	raff des and fis la ressur- uncomper	ign. Wa Ironau wreckie we. 2	shington, tics, 1995 x annaj 003	DC: hamet
me	Maini, Anil I d edition, Briffin, Mich guzun B. H. were guse Kounk 9 10	Kumar, Satel 2014 sael D., James bitute of I Voyola byzel - II Anware	lite Leohn s.K. Spaceo Aeronaudics yomperieme M. Manu of T.T.	raff des and ho la resso uncomper Fraprol	ign. Wa Ironau ureckin u.e., L B.F.	shington tics, 1995 e annaj 003 Konompyo	DC: hamet upefai
me	Maini, Anil I d edition, Briffin, Mich guzun B. H. were guse Kounk 9 10	Kumar, Satel 2014 sael D., James bitute of I Voyola byzel - II Anware	lite Leohn s.K. Spaceo Aeronaudics yomperieme M. Manu of T.T.	raff des and ho la resso uncomper Fraprol	ign. Wa Ironau ureckin u.e., L B.F.	shington tics, 1995 e annaj 003 Konompyo	DC: hamet upefai
lin line	Haini, Anil I d edition, Priffin, Mich giean Ins Guzun B. H. uick gus Kojub D. I nomamurica	Kumar, Satel 2014 fact D., James hitute of I Donotes byzel.— I., Annaki	lite techni k. Spaces Aeronaudics yomposeems M. Manu d. T.K., wreexux	raff des and hi la kessi uncomposi Arapsel annapa	ign. Wa Ironau ureekse ue . L B.L nob v	shington, tics, 1995 x anna, 003 Konompy McManuen	pe: hamst upolai ecmpei
in the season of	Haini, Anil I d edition, Priffin, Mich giean Ins Guyun B. H. une gus Koyuob D. I www.amwreco 6	Kumar, Satel 2014 sael D., James bitute of I Voyola byzel - II Anware	lite technick, Spaces Aeronautics yempessemb M. Manu of T.K., wreckne	raff des and hi la kessi uncompess Arapect annapas	ign. Wa Ironau wreekse we . 2 B.L. wob w	shington, tics, 1995 x anna, 003 Koncompy Menuna banna no	DC: hamst upolai econfei

Консультанты по проекту с указанием относящихся к ним разделов

Раздел	Консультант	Сроки	Подпись
PROMORE YRETE	Dekuwaka 1.2	1804-18.05/	
Wast	Procedarb Ult	01.02-19.05/	to segment
Persensus	Cychuntach T. M.	08.08.2016	1/2
Denobuar yacmi	Museoup Sach M.K.	de 06. 2010	Les
Нершоком троив	Ulmerup Jack M. R.	02.06.2016	200
,,			

# ГРАФИК подготовки дипломного проекта

№ n/n	Наименование разделов, перечень разрабатываемых вопросов	Сроки представления руководителю	Примечание
1.	Свор и ставотка информации Аналитический оброр монеки	24.03 2016	
	ηροικπυροβανιώς κοεμινικοκοιο απαράνηα μ. πρινιχμικό εξ		
	paspadomen	11.04.2016	
3	Ананитический обзер принцика разработки техненогии пресктур		
i.	вания космического апрарам	22.04.2016	
-	розания коснического аппарам	06.05.2016	
0	Уогравотка техноногии проес- тирования прешитеского		
	annafiama	12.05, 2016.	
в	Подготовка раздена	16.05.2016	
¥.	Гидистовка раздена		
		18.05.2016	

Дата выдачи задания	( 03 ) TT	2015 r.
Заведующий кафедрой	-250	Шашорбаев М. К. (Фанилия и инициалы)
Руководитель	(подпись)	Шимерваев М. К. (Вамилия и инициалы)
Задание принял к исполі	(подпись)	
студент	Dyred S (nognuch)	Рукейканова С. С. (Фамилия и инициалы)

### Андатпа

Дипломдық жоба ғарыш аппараттарды CubeSat жобалау логика және йехнологиясын әзірлеуге арналған, ол нақты кез келген типті ғарыштық аппараттарды жобалауға және тиісті жобалық құжаттама жасауға негіз бола алатын.

Жұмыс құрылымында кіріспе, төрт бөлім, қорытынды және әдебиет тізімі көрсетілген.

Дипломдық жобада 41 кесте, 15 сурет және 25 әдебиет көзі қолданылған. Дипломдық жобаның жалпы көлемі 87 бет.

### Аннотация

Дипломный проект посвящен разработке логики и технологии проектирования космического аппарата, которая станет основой для проектирования реальных космических аппаратов любого типа и составления соответствующей проектной документации.

Структура работы представлена введением, четырьмя разделами, заключением и списком литературы.

В дипломной работе использованы 41 таблица, 15 рисунков и 25 источников литературы. Общий объем дипломной работы составляет 87 страниц.

#### **Abstract**

Diploma project focuses on the development of the spacecraft design logic and technology that will be the basis for the design of the real spacecraft of any type, and on preparation of appropriate project documentation.

Diploma's structure consist of introduction, four chapters, conclusion and bibliography.

There are 41 tables, 15 figures and 25 literature sources in the diploma project. The total volume of the diploma is 87 pages

# Оглавление

Введение	6
1. Логика проектирования космического аппарата	8
1.1 Жизненный цикл космической системы	10
1.2 Определение целей системы	
1.3 Предварительная оценка потребностей, требований и ограничений	14
1.4 Определение альтернативных концепций системы	16
1.5 Временной цикл	21
2. Технология проектирования космического аппарата	23
2.1 Требования, ограничения и процесс проектирования	25
2.2 Конфигурация космического аппарата	27
2.3 Проектные сводки	30
2.4 Проектирование платформы космического аппарата	32
2.4.1 Двигательная установка	32
2.4.2 Подсистема контроля, управления ориентацией и стабилизации КА	32
2.4.3 Подсистема связи и телеметрии	36
2.4.4 Подсистема управления и обработки данных	37
2.4.5 Подсистема терморегулирования	38
2.4.6 Подсистема электроснабжения	38
2.4.7 Конструкция и механизмы	39
3. Разработка логики и технологии проектирования космического аппарата	40
3.1 Разработка логики проектирования космического аппарата	40
3.2 Разработка технологии проектирования космического аппарата	49
4. Технико-экономическое обоснование технологии проектирован	ия
космического аппарата	66
4.1 Цель и задачи проекта	66
4.2 Расчет затрат на выполнение разработки логики и технолог	ии
проектирования космического аппарата	66
4.2.1 Расчет затрат на техническое обеспечение проекта	67
4.2.2 Трудовые ресурсы, используемые в работе	67
4.2.3 Определение сроков реализации проекта	
4.3 Затраты на разработку системы	69
4.3.1 Расчет фонда оплаты труда	69
4.3.2 Расчет затрат по социальному налогу	72
4.3.3 Расчет амортизационных отчислений	
	72
4.3.4 Расчет затрат на электроэнергию	
	73
4.3.4 Расчет затрат на электроэнергию	73 73
4.3.4 Расчет затрат на электроэнергию	73 73 74
4.3.4 Расчет затрат на электроэнергию	73 73 74 76
4.3.4 Расчет затрат на электроэнергию	73 73 74 76 76
4.3.4 Расчет затрат на электроэнергию	73 74 76 76 80
4.3.4 Расчет затрат на электроэнергию         4.3.5 Расчет накладных расходов         4.4 Цена реализации         5. Безопасность жизнедеятельности         5.1 Обеспечение экологической безопасности         5.2 Охрана труда и техника безопасности на рабочем месте	73 74 76 76 80 80

### Введение

Отличительной особенностью нашего времени является существенное поступательное влияние космонавтики на социально-экономическое развитие стран мира, на получение новых знаний и др. Обладание, в той или иной мере, космическими технологиями является одним из важных критериев экономического и научного потенциала страны. В условиях развития науки и техники разработка и создание космических аппаратов (КА) различного назначения стало наиболее актуальным и приоритетным изучения направлением, как ЭТО необходимо ДЛЯ В космического пространства. настоящее время автоматические непилотируемые космические аппараты для формирования глобальной системы связи, телевидения, навигации и геодезии, передачи информации, изучения погодных условий и природных ресурсов Земли, а также космоса, получают наибольшее практическое исследования дальнего применение. В первую очередь для создания космических аппаратов необходимо разработать проект и составить проектную документацию, а также обеспечить очень жесткие требования по точности выполнения стандартов проектирования.

Проектирование КА - это проектирование большой системы, оснащенной сложной и разнообразной по принципам построения и характеристикам аппаратурой и оборудованием, которые не существуют как автономные независимо функционирующие средства, а имеют связи между собой и с другими системами, не входящими в состав КА.

3a последние инженерное проектирование три десятилетия сложившейся аппаратов технической космических стало вполне дисциплиной, основанной на специальной расчетно- методической базе, отработанных технологических процессах и результатах эксплуатации космических средств в натурных условиях. В данной дипломной работе приводится краткое изложение основных методических проектированию КА, причем основное внимание уделяется концептуальному проекту КА. Чтобы спроектировать космический аппарат, мы должны понять его назначение и задачи, которые должны решаться космической системой, особенности и характеристики полезной нагрузки, а также важные ограничивающие систему факторы. Затем определяется конфигурация космического аппарата, на котором может быть размещена аппаратура полезной нагрузки и могут быть обеспечены функции и условия, необходимые для успешного решения задач космической системы, составной частью которой будет являться этот КА. В процессе проектирования, определение предусматриваются ЭТИХ функций, анализ технических путей их реализации и выбор наиболее эффективных вариантов. Представленные в данной дипломной работе методики с использованием эмпирических соотношений и правил дадут возможность приближенные оценки проектных параметров.

Безусловная актуальность придается систематизации методов проектирования космических аппаратов и разработке методик, способных повысить эффективность как принимаемых решений, так и, в конечном счете, разрабатываемых средств.

Цель дипломной работы — разработка логики и технологии проектирования космического аппарата, составление общего образца проектной документации.

Задачи, решаемые в дипломной работе:

- провести анализ принципов разработки логики проектирования КА;
- определить технические требования и ограничения к KA и их влияние на процесс проектирования;
- провести анализ принципов разработки технологии проектирования КА;
- разработать логику и технологию проектирования космического аппарата.

### 1. Логика проектирования космического аппарата

С одной или нескольких общих целей и ограничений, которые отражаются в техническом задании (ТЗ), начинается проектирование космической системы, оно направлено на обеспечение выполнения этих целей и ограничений при минимальных возможных затратах. В планах приобретения космических систем общие цели слишком часто заменяются детализированным численными требованиями. Необходимо требовать от системы только то, что она может осуществить, чтобы получить наилучшие характеристики за вложенные деньги.

Процесс проектирования космических систем, формально расчленен на несколько этапов. Космические системы используются для решения широкого круга задач: от обеспечения связи до исследования планет, осуществления технологических процессов и захоронений в космосе.

Процесс проектирования космической системы:

- 1. Определение целей проектирования космического аппарата
  - А. Определение основных целей и ограничений
  - В. Количественная оценка потребностей и требований
- 2. Определение технических путей создания системы КА
  - С. Определение альтернативных концепций
  - D. Определение альтернативных вариантов архитектуры
  - Е. Выявление "ведущих факторов"
  - F. Проработка концепций и архитектуры
- 3. Оценка параметров системы КА
  - G. Установление ведущих требований
  - Н. Оценка эффективности системы
  - І. Определение базовой концепции системы
- 4. Определение требований к КА
  - Ј. Определение требований к системе
  - К. Формирование требований к элементам системы

Под проектированием понимается процесс, протекающий согласно хроноструктуре и направляемый проектантом (коллективом проектантов) на основе творческой интуиции и применения формально-логических и интеллектуально-логических компьютерных схем на поиск на стадиях технического предложения, эскизного и технического проектов в рамках требования и ограничений технического задания допустимого или оптимального решения проектной задачи, позволяющего после оформления необходимой рабочей конструкторской документации осуществить опытное производство и отработку технического объекта.

Результаты этого итерационного процесса должны документироваться. Документирование необходимо для решений, принимаемых на основе технических расчетов и, что не менее важно, для решений, вытекающих из простоты и удобства оценки либо из политических соображений.

На этапе А определяется, что именно должно быть сделано: в чем состоят цели и почему? Эта информация должна вытекать в основном из общей постановки задачи.

Этап В значительно отличается от предыдущего этапа. На этапе В производится количественная оценка того, как планируется достижение основных целей в соответствии с нашими потребностями, ограничениями по стоимости и пригодными для этого техническими средствами.

Следующий этап связан с определением технических путей создания космической системы, которая обеспечит достижение поставленных целей. На этом этапе, этапе С, ведется разработка альтернативных концепций системы. Концепция системы позволяет получить общее представление о том, как на практике может быть реализована данная система. В альтернативных концепциях системы необходимо предусматривать различные в плане концептуальности методы решения проблемы, как, например, использование разных диапазонов длин волн или разных орбит для обнаружения пожаров, которые могут привести к существенным различиям между рассматриваемыми техническими средствами.

На этапе D определяются альтернативные комбинации элементов системы, они должны соответствовать требованиям концепции системы. Концепция системы вместе с определением каждого ее элемента составляют архитектуру системы. Целесообразно начинать данный этап с рассмотрения элементов системы, необходимо определить, благодаря каким альтернативным вариантам каждого из этих элементов могут быть достигнуты поставленные цели.

На этапе Е выявляются основные "ведущие факторы" стоимости и характеристик для каждой альтернативной концепции системы. Для большинства космических систем "ведущими факторами" системы являются количество спутников, высота, мощность, размеры и вес приборов.

Этап F — самый сложный этап проектирования системы, поскольку он связан с детальным определением того, что такое система и что она делает. На этом этапе составляются сводки энергопотребления, весовые сводки, выбираются параметры ориентации и наведения, принимаются решения о том, что должно обрабатываться на Земле или на борту космического аппарата.

Следующий этап заключается в оценке систем, характеристики которых определены на предыдущем этапе. Определив характеристики систем, соответствующие альтернативным концепциям, на этапе G нужно возвратиться к исходным количественным требованиям и выявляем ведущие требования, то есть ключевые требования, которые в основном определяют стоимость и сложность системы.

Рассмотренные выше вопросы составляют основу для этапа H, на котором производится количественная оценка степени выполнения требований и достижения поставленных целей в зависимости от стоимости или основных системных решений. В идеальном случае хорошо было бы сделать единый график зависимости возможных характеристик от стоимости. Для реальной ситуации нужно ввести менее идеальный критерий, например, выраженное в процентах количество пожаров, обнаруженных в течение двух часов в зависимости от апертуры прибора, или время запаздывания

обнаружения лесных пожаров в зависимости от высоты орбиты и количества спутников в орбитальной группировке.

Выполнив оценку альтернативных вариантов и предварительную оценку эффективности системы, на этапе I выбирается один или несколько основных вариантов системы, обеспечивающих решение большинства или всех задач системы и характеризующихся единой совокупностью значений всех взаимоувязанных параметров системы: например, разрешение и периодичность обзора, соответствующие выбранной высоте орбиты и апертуре, и итоговый вес спутника.

Поскольку создатели космической системы работают по конкретным требованиям, нужно преобразовать цели и ограничения, связанные с назначением системы, в тщательно сформулированные требования к системе, что осуществляется на этапе J.

На этапе К на основе этих численных требований формируются требования к составным частям космической системы, то есть производится их распределение таким же образом, как распределение веса и мощности по составным частям космического аппарата.

### 1.1 Жизненный цикл космической системы

В таблице 1.1 представлен жизненный цикл космической системы, состоящий в общем случае из четырех стадий:

- исследование концепции начальная стадия, результатом которой является определение технического облика и путей создания системы и ее составных частей;
- конструкторская разработка стадия проектирования, результаты которой выражаются в детальной разработке составных частей системы, а для больших программ и в разработке испытательного оборудования или матобеспечения;
- изготовление и развертывание изготовление летных образцов, монтаж наземных средств и запуск первой полной группировки спутников;
- эксплуатация и материально-техническое обеспечение каждодневная эксплуатация космической системы, техническое обслуживание, а в конце срока службы системы увод с орбиты или возвращение на Землю.

Деление на стадии и названия этих стадий могут быть разными в зависимости от того, кто является спонсором — министерство обороны, НАСА или коммерческое предприятие. Время от исходной концепции до схода с орбиты или прекращения функционирования гибели космических средств не зависит от спонсора. Большие сложные космические системы разрабатываются в течение 10-15 лет и функционируют 5-15 лет, а малые и простые системы создаются за 12-18 месяцев и работают 1-6 месяцев.

Политика и процедуры приобретения и эксплуатации зависят от организаций - спонсоров, но основные участники процесса одни и те же: оператор космической системы, потребитель и разработчик. Операторы осуществляют управление и техническое обслуживание космических и

наземных средств. Потребители получают и используют продукты или космической системы. Термин "разработчик" объединяет ресурсы субподрядчиков. Операторы подрядчиков, И пользователи должны вырабатывать финансовые и технические требования, разработчик должен своевременно обеспечить поставку необходимого продукта или возможность в условиях изменяющихся политических и финансовых ограничений.

Каждая космическая программа проходит стадии верхнего уровня. Отдельные подэтапы могут быть частями этой программы, но могут и не включаться в нее. Время, необходимое для завершения процесса, определяется объемом программы. Для основных программ время от исследования концепции до первоначального запуска составляет до 15 лет, а для некоторых программ — 12-18 месяцев.

Таблица 1.1 - Стадии разработки

Стадия	Исслед	ование	Констр	укторская	Изготовле	Эксплуат
(phase)	концепции		разработка		ние и	ация и
	(Concept E	xploration)	(Detailed I	Development)	развертыв	материал
Подэтап (Subphase)	Анализ потребностей Needs Analysis	Разработка концепции Concept Development	Демонстрация и подтверждение Семопоментом validation	Разработка документации Engineering and management development	ание Production and Developm ent	ьно- техничес кое обеспече ние Operation s and
Tymonyya			CDD CDD	DDD CDD	20	Support
Типовые			SRR SDR	PDR CDR	Запуск	Сход с
события						орбиты
для						
оценки хода						
работ						
(Typical						
Milestones)	ADM 0	ADM 1	ADM 2	ADM 3		
Типовые	Описание	Макетные	Опытные	Макеты и	Материал	Штатная
продукты	потребнос	образцы и	образцы	модели	ьная	система
(Typical	тей;	исследова	(Advanced	для	часть	(Operatio
products)	исследова	ния	Prototypes)	отработки;	(Productio	nal
,	ния	(Brass	<b>31</b> /	документация	n	System)
	(Statement	boards and		(Engineering	Hardware)	,
	of	Studies)		Prototypes;	ĺ	
	needs;			Detailed		
	studies)			Design)		
Требуемое	Непрерыв	1 – 2 года	2 – 3 года	3 – 5 лет	4 – 5 лет	5 – 15 лет
время	но					

<sup>-</sup> События для оценки хода работ [Program Milestones]:

ADM — Заключение о возможности перехода к следующему этапу работ [Acquisition Decision Memorandum];

<sup>-</sup> Экспертиза программы [Program Review]:

SRR – Экспертиза требований к системе [System Requirements Review];

SDR – Экспертиза проекта системы [System Design Review];

PDR – Предварительная экспертиза конструкторской документации [Preliminary Design Review];

CDR – Критическая экспертиза конструкторской документации [Critical Design Review].

На стадии "Исследование концепции" выполняются три основные Потребители и операторы разрабатывают и согласовывают совокупность потребностей и рабочие цели исходя из общей концепции эксплуатации системы. В то же время разработчики обеспечения альтернативные концепции системы ДЛЯ потребностей потребителей и операторов. Особое внимание уделяется стадии исследования концепций, которая разделяется на анализ потребностей и разработку концепций. Основная цель этой стадии – оценка потребностей и разработка возможных альтернатив, отвечающих требованиям операторов и конечных потребителей.

На этапе разработки концепции разработчик должен сформировать альтернативные удовлетворения потребностей способы потребителей. Эта процедура включает разработку и оценку различных концепций и компонентов для средств эксплуатации системы, а также оценку концепции факторов. информация становится частью Руководители высокого уровня в организациях потребителей, оператора и разработчика оценивают, отвечают ли концепции, цели и потенциальные требования назначению системы. Если программа удовлетворяет потребности при приемлемой стоимости, она проходит через событие "Подтверждение требований" и переходит на стадию конструкторской разработки.

Все космические системы состоят из элементов или компонентов. Эти элементы образуют структуру системы. То, с чем космическая система взаимодействует, либо то, что обследуется, наблюдается, измеряется посредством космической полезной нагрузки, называется объектом системы. Полезная нагрузка состоит из аппаратуры и программного обеспечения, осуществляется исследование посредством которых взаимодействие с ним. Подсистемы платформы космического аппарата обеспечивают условия, необходимые для нормального функционирования полезной нагрузки: поддержание заданных параметров орбиты и ориентации, электропитания, выдачу команд управления, телеметрической информации, обработку данных, обеспечение теплового режима, конструктивную целостность и жесткость. Платформа и полезная нагрузка, соединенные механическими и электрическими связями, образуют космический аппарат или космический сегмент.

Средства выведения (Launch Segment, Launch System) включают стартовый комплекс, ракету-носитель и верхнюю ступень для выведения космического аппарата на орбиту, а также интерфейсы, обтекатель, наземные

сооружения и вспомогательное оборудование. Выбранные средства выведения накладывают ограничения на размеры, форму и массу КА.

Орбита — это траектория движения КА. В общем случае могут быть начальная орбита или орбита ожидания, переходная и конечная или рабочая орбита. Возможна также орбита удаления, на которую КА может быть переведен в конце срока существования. Параметры орбит существенным образом влияют на все элементы системы и поэтому обусловливают многовариантность структуры системы.

Система связи представляет совокупность компонентов, обеспечивающих выполнение требований по связи, передаче команд и управлению. Она в большой степени зависит от объема и временных характеристик данных, подлежащих передаче, а также количества, расположения, доступности и информационных возможностей космических и наземных средств.

Наземная система состоит из стационарных и мобильных наземных станций, размещенных в различных точках поверхности Земли и соединенных линиями передачи данных. Они обеспечивают возможность слежения за КА, передачи команд, приема и обработки телеметрической информации и информации полезной нагрузки, выдачи информации операторам и потребителям.

Средства эксплуатации системы включают персонал, работающий с наземным и космическим сегментами в соответствии с концепцией эксплуатации, методики и информационные потоки.

# 1.2 Определение целей системы

Первый этап проектирования космической системы состоит в определении общих целей системы. Эти качественные формулировки целей выведены из общего назначения системы. Требования и ограничения, являются количественным выражением того, в какой степени достигнуты цели, при приведении в равновесие того, что необходимо, и того, что позволит реализовать выделенные средства.

В своем дипломном проекте я предлагаю метод проектирования соответствующего CubeSat. студенческого наноспутника, стандартам CubeSat должна реализовать проекта: основные образовательные (формирование у студентов правильного представления о процессе проектирования космических аппаратов, развитие технического навыка и потенциала у студентов в области проектирования КА, подготовка будущих специалистов и формирование команды) и научные (проведение научного эксперимента в космосе, получение научных данных дополнительных материалов, создание новых технологий или оптимизация существующих технологий).

Когда при исследовании концепций рассматриваются различные варианты реализации элементов системы с целью выбора приемлемого решения, необходимо гарантировать, что они обеспечивают выполнение этой основной цели. Обычно космические системы имеют несколько целей.

Некоторые из них являются побочными, а другие, которые могут потребовать дополнительной аппаратуры, — дополнительными целями. Например, побочной целью системы CubeSat может быть получение снимков поверхности Земли, сделанных в космосе, это может быть очень полезно для процесса исследования. Возможны случаи со многими целями, когда используются единый спутник для решения разных задач.

Цели системы включают потребности потребителей и, по крайней мере, косвенно, характеристики космоса, используемые для достижения этих пелей.

# 1.3 Предварительная оценка потребностей, требований и ограничений

Определив цели космической системы, необходимо преобразовать их в предварительную комбинацию численных требований и ограничений к характеристикам системы. Эти требования и ограничения будут во многом определять концепции системы, отвечающие этим целям. Таким образом, нужно разработать требования, которые отражают цели системы, и выбирать оптимальные их сочетания по мере расширения представлений о системе в ходе проектирования. Для трансформирования целей в требования рассматриваются три области:

- функциональные требования, определяющие, насколько эффективно должна работать система, чтобы обеспечить достижение целей;
- эксплуатационные требования, определяющие, как работает система и как потребители взаимодействуют с ней для достижения целей;
- ограничения, касающиеся стоимости, временного графика и доступных разработчику методов реализации.

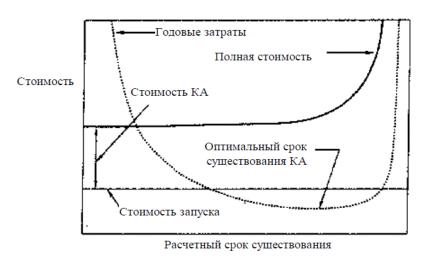


Рисунок 1.1 - Гипотетический график зависимости стоимости от расчетного срока существования КА

Срок службы системы обычно назначается довольно произвольно исходя из общей оценки годовых затрат. Поэтому возможно стремление к созданию КА со сроком существования 5 или 10 лет, так как КА с

длительным существованием обеспечит больший экономический эффект по сравнению с КА, срок существования которого составляет всего лишь несколько лет. Независимо от того как выбирается расчетный срок существования, необходимо осуществить описанный выше процесс для принятия решения о сроке службы системы. Если это возможно, желательно сделать график, подобный изображенному на рисунке 1.1.

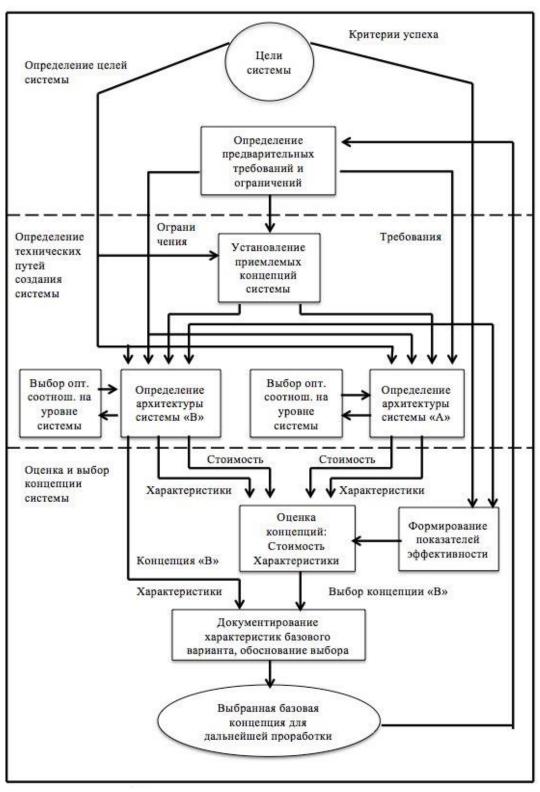


Рисунок 1.2 - Последовательность исследования концепций

Определение технических путей создания системы — начальный процесс выбора и формирования облика системы. Его цель состоит в выборе наилучшего общего подхода к созданию системы. В общем случае нужно выбрать технический подход, обеспечивающий минимальную стоимость или максимальную экономическую эффективность и предоставляющий при этом необходимые обоснования для принятия решений. Число возможных вариантов осуществления системы очень велико. Ограничение числа альтернатив производится на основе требований и ограничений. Как показано на рисунке 1.2, это нужно делать независимо для каждой альтернативной концепции системы (обозначения "А" и "В").

### 1.4 Определение альтернативных концепций системы

Концепция системы — это содержательное описание принципов работы системы. Как видно из таблицы 1.2, определение концепции системы заключается в определении различных возможных вариантов и последующем выборе наиболее подходящего варианта.

Временной цикл системы отличается от других элементов концепции системы. Он представляет собой общую программу разработки и эксплуатации системы и отражает характер системы (одноразовый научный эксперимент либо штатная система длительного пользования, требующая замены и обновления спутников). Кроме того, этот цикл определяется также и темпами финансирования.

Таблица 1.2 - Процесс определения концепции системы

Этап	Оценка альтернатив
1. Определение процесса доставки	Обработка информации на борту или на
специальной и служебной информации	земле Уровень автономности
	Централизованная или распределенная
	обработка данных
2. Определение принципов планирования и	Уровень автономности
управления: применительно к данным	Централизованное или распределенное
полезной нагрузки и обеспечивающих	управление
систем для долгосрочных и краткосрочных	
программ	
3. Определение архитектуры связи для	Скорости передачи данных
передачи специальной и служебной	Временные характеристики сеансов связи
информации	
4. Определение предварительного	Варианты восполнения и операций в конце
временного цикла системы для: разработки	срока существования
концепции изготовления и развертывания	Стратегия развертывания
эксплуатации и операций в конце срока	многоспутниковой орбитальной
существования	группировки
	Уровень гибкости цикла
5. Итерации и документирование	

Функционирование космических систем связано с использованием информации двух типов: специальной и служебной. Целевая информация создается, передается или принимается полезной нагрузкой и является той

продукцией, для получения которой разрабатывается система. В системе CubeSat эта информация возникает в виде изображения в фокальной плоскости инфракрасного - датчика полезной нагрузки, дополняется данными о географических координатах, после чего основные характеристики передаются на Землю. Характерной особенностью целевой информации является потенциально высокая скорость ее передачи. Однако, потребность в этой информации может быть и нерегулярной.

Обработанная целевая информация может передаваться конечному пользователю непосредственно со спутника или через специальные наземные средства. Эти обстоятельства существенным образом влияют на процесс функционирования системы. В первом случае спутник CubeSat должен обрабатывать полученную полезной нагрузкой информацию и передавать данные. Во втором случае информация должна поступать в центр обработки, где она посредством компьютерной системы или квалифицированным персоналом оценивается и сравнивается с предыдущими данными, в результате чего определяется местоположение, и затем эти данные центр обработки передает на Землю.

Служебная информация используется для обеспечения функционирования самой системы и содержит, например, данные о параметрах орбиты и положении спутника, температуре и степени заряженности батарей, состоянии составных частей спутника и других условиях на борту спутника. В отличие от целевой информации, которая может поступать нерегулярно и с большой скоростью, служебная информация обычно собирается непрерывно и с низким темпом. Служебная информация не передается конечному пользователю, а поступает на средства управления и контроля.

Для выбора способа доставки данных следует провести оценку следующих основных альтернатив:

- обработка данных на борту КА или на земле (определить оптимальную степень обработки данных на борту КА, наземным центром обработки данных или средствами пользователя);
- централизованная или распределенная обработка информации (использовать компьютеры с взаимным обменом данными или один большой центральный компьютер на борту КА либо на Земле);
- уровень автономности (степень вмешательства обслуживающего персонала для обеспечения качественного анализа данных и минимизации затрат).

Теперь рассмотрим вопросы проведения сравнительных анализов следующих альтернатив: обработка данных на борту или на Земле, централизованная или распределенная обработка информации.

Обработка данных на борту или на Земле. В большинстве более ранних космических систем почти вся информация обрабатывалась на Земле, потому что бортовые процессоры не могли выполнять такой большой объем работы. Однако появляются новейшие бортовые процессоры, отличающиеся значительно возросшими возможностями. Следовательно, для будущих

космических систем основным становится вопрос распределения общего объема информации между бортовыми средствами обработки данных и наземными средствами системы или конечного пользователя.

Даже если обработка данных производится в основном на борту КА, система должна позволять получать или восстанавливать первичные данные для анализа на Земле. Полностью автоматизированная система CubeSat должна иметь средства для регистрации или передачи первичных данных, чтобы обслуживающий персонал мог оценивать качество функционирования системы, отмечать возникшие проблемы и планировать применение альтернативных и более совершенных методов для последующих систем.

Бортовое программное обеспечение всегда намного дороже наземного. Поэтому обработка информации на Земле обычно обходится дешевле обработки на борту КА. В будущем эти обстоятельства изменятся и стоимость программного обеспечения не будет основным элементом при сравнительном анализе бортовой и наземной обработки данных. Стоимость программного обеспечения в большей степени зависит от того, что должно быть сделано и какой должна быть надежность, чем от того, где оно будет выполняться.

Централизованная или распределенная обработка. Это сравнительно новый вопрос, потому что большинство ранее созданных космических аппаратов не имели достаточных возможностей по обработке данных. Инженеры, имеющие дело с весом и номенклатурой составных частей, стремятся избежать распределенной обработки. Поскольку сборка и испытания программного обеспечения и аппаратуры могут влиять на стоимость и график выполнения работ, необходимо учитывать их при проведении сравнительного анализа.

При сравнении централизованной и распределенной обработки информации рекомендуется выполнить следующее:

- сгруппировать подобные функции,
- сгруппировать функции, критичные по синхронизации, в одном компьютере,
- выявить потенциально несовместимые функции до объединения их в одном компьютере,
- тщательно рассмотреть вопросы интеграции и испытаний, прежде чем группировать множество функций в одном компьютере.

Группирование подобных функций дает существенные преимущества. Определение параметров орбиты и управление орбитой также целесообразно объединить в одном навигационном компьютере, возможно, даже вместе с функциями определения углового положения и управления ориентацией.

Однако, если на компьютер, обеспечивающий выполнение функций управления ориентацией и орбитой, возложить функции, касающиеся обработки информации от полезной нагрузки, это может создать серьезные проблемы. Нельзя полностью интегрировать программное обеспечение и аппаратные средства до тех пор, пока не будет осуществлена интеграция полезной нагрузки с платформой космического аппарата. Проектирование и

изготовление аппаратуры и программного обеспечения могут осуществляться в разных местах в соответствии с разными подходами. Поэтому соединение этих функций в одном компьютере значительно повысит затраты и риск при интеграции и испытаниях в то время, когда отклонения от графика работ становятся очень дорогостоящими.

Планирование работы и управление – другая сторона проблемы Если информации. цель системы состоит обеспечении доставки решать, информацией, возникает ряд вопросов: как нужно предоставлять, кому ее направлять информацию какие И использовать для ее получения. Для обеспечения планирования работы и управления предусматриваются передача информации с очень низкой скоростью и значительная деятельность по принятию решений. Поэтому следует обратить особое внимание на то, как планировать и управлять решениями, а не информацией.

Планирование осуществляется для двух разных временных интервалов. Краткосрочное планирование направлено на то, что должен делать КА в данный момент. Долгосрочное планирование определяет общие задачи, которые система должна выполнять. С точки зрения распределения данных, применение непосредственной передачи данных, обработанных на борту, различным пользователям на Земле позволит обеспечить создание недорогой эффективной системы. С другой стороны, при непосредственном распределенном управлении возникают серьезные проблемы планирования, распределения ресурсов и ответственности.

Для большинства необходим космических систем, возможно, некоторый уровень централизованного управления, чтобы определить, как распределить бортовые ресурсы между различными задачами. В пределах этого распределения ресурсов можно принять решения о том. какие данные собирать и сделать доступными, а также как их обрабатывать. Например, удаленное пожарное депо может быть заинтересовано в информации, получаемой в определенном спектральном диапазоне и позволяющей определить характеристики особенного пожара. В рамках системы должно быть определено, как передать это требование на спутник. Для этого можно использовать прямую команду или, скорее всего, послать заявку на конкретную информацию в центр управления.

Автономность космического аппарата. Обычно высоким уровнем автономности отличаются самые дешевые и самые дорогие системы. Дешевым системам свойственно минимальное планирование и управление.

Автономность может также явиться критической особенностью применительно к системам с большим сроком службы и орбитальным группировкам, для которых особое значение имеют стоимость и надежность. Например, для длительных орбитальных маневров возможно применение электрических двигательных установок, отличающихся высокой эффективностью, но имеющих малую тягу. Ввиду слишком высокой стоимости управления и контроля длительной работы электрических двигателей требуется обеспечить определенный уровень автономности.

Как видно из рисунке 1.3, автономность может повысить надежность системы за счет упрощения операций, выполняемых обслуживающим персоналом. Может потребоваться автоматизация больших орбитальных группировок КА с целью повышения надежности и снижения затрат на эксплуатацию.



Рисунок 1.3 - Сравнение традиционного подхода с обеспечением автономной навигации

С управлением космическим аппаратом связаны три основные функции: управление полезной нагрузкой, управление ориентацией КА и наведением его элементов, управление орбитой КА. Большинство нагрузок и обеспечивающих систем КА не требуют управления в реальном масштабе времени, за исключением специальных режимов или аварийных ситуаций. Применение автономных или, по крайней мере, полуавтономных полезных нагрузок целесообразно для многих спутников.

Управление ориентацией КА и наведением его элементов сейчас осуществляется автономно почти на всех космических аппаратах. Управление ориентацией с Земли — слишком дорогой процесс, связанный с большим риском. Системы ориентации большинства космических аппаратов обеспечивают различные режимы управления ориентацией КА и могут длительно функционировать с небольшой степенью использования наземных средств либо вообще без вмешательства с Земли.

При поддержании параметров орбит и выполнении маневров включение двигателей по командам с Земли остается самым эффективным способом управления, особенно применительно к большим ракетным двигателям для перевода спутников с опорной орбиты на переходную к

геостационарной. Рабочая орбита многих спутников остается неуправляемой. Для некоторых спутников предусматривается поддержание заданной высоты орбиты либо положения спутника в заданной "лузе". В этом случае целесообразно использование двигательных установок с малой тягой, создающих небольшие возмущения движения спутников.

При использовании двигательных установок малой тяги и существующей техники автономной навигации осуществление автономного управления орбитой становится дешевым и удобным процессом, связанным с меньшим риском по сравнению с автономным управлением ориентацией.

Существующая спутниковая технология позволяет создавать полностью автономные недорогие спутники. Автономность может снизить стоимость и риск, позволяя при этом обслуживающему персоналу делать то, что он может выполнять лучше всего: решать проблемы, устранять аварийные ситуации и принимать решения по долгосрочному планированию.

### 1.5 Временной цикл

Временной цикл системы охватывает все этапы создания и существования спутников и системы в целом от определения концепции до конца существования. В таблице 1.3 приведены основные этапы временного цикла системы.

Планирование и изготовление определяются двумя разными, потенциально противоречивыми требованиями. Одним из них является время, к которому система должна быть готова к началу эксплуатации. С другой стороны, для обеспечения хода создания системы требуется соответствующее финансирование. Финансовые ограничения могут повлиять на процесс создания системы значительно сильнее, чем временные факторы, и могут определить, создадим ли мы систему, а также ее масштабы.

Таблица 1.3 - Основные элементы временного цикла системы

Элемент	Воздействующие факторы
Планирование и	Финансовые ограничения
разработка	Срок создания системы
Изготовление	Финансовые ограничения
	Разработка технологии
	Срок создания системы
Первый запуск	Возможность пуска
	Срок создания системы
Формирование	График изготовления
орбитальной	Возможность пусков
группировки	Срок активного существования КА
Эксплуатация системы	Расчетный срок службы
	Срок активного существования КА
Восполнение системы	График изготовления
	Возможность запусков
	Срок активного существования КА
Увод с орбиты в конце	Юридические и политические ограничения
срока существования	Опасность для других КА

Если система содержит орбитальную группировку спутников, определяющим фактором временного цикла является потребность в полной группировке в течение большей части срока активного существования спутников. Если срок активного существования одного спутника равен 5 годам, а орбитальная группировка должна состоять из 10 спутников, то нельзя будет сформировать полную группировку при одном запуске в год. Если наличие полной группировки является важным фактором, необходимо развернуть начальную группировку в течение 20 – 25% срока существования спутника.

Эта операция может осуществляться в планируемые сроки либо после отказов спутников или каких-либо катастрофических явлений, вызывающих необратимые повреждения спутников. При формировании орбитальной группировки необходимо повышать уровень характеристик системы по мере ввода в ее состав новых спутников. Если в системе CubeSat будет использоваться орбитальная группировка, нам хотелось бы получить некоторый эффект от первого запущенного спутника и повышать его с каждым последующим запуском до создания полной орбитальной группировки.

Однако период, в течение которого осуществляются запуски спутников для формирования полной орбитальной группировки, зачастую может быть очень длительным, вследствие чего возможно возникновение критической ситуации: большая часть средств израсходована, а полная производительность еще не достигнута. Поэтому проектантам следует учитывать проблему, обусловленную эксплуатацией системы с неполной орбитальной группировкой спутников.

### 2. Технология проектирования космического аппарата

Технология проектирования определяется как совокупность трех составляющих:

- пошаговой процедуры, определяющей последовательность технологических операций проектирования;
- критериев и правил, используемых для оценки результатов выполнения технологических операций (соответствие стандартам);
  - нотаций, используемых для описания проектируемой системы.

инженерное последние три десятилетия проектирование космических аппаратов сложившейся технической стало вполне дисциплиной, основанной на специальной расчётно - методической базе, отработанных технологических процессах и результатах эксплуатации в натурных условиях. Чтобы космических средств спроектировать космический аппарат, необходимо понять его назначение и задачи, которые должны решаться космической системой, особенности и характеристики полезной нагрузки, а также важные ограничивающие систему факторы. Затем определяется конфигурация космического аппарата, на котором может быть размещена аппаратура полезной нагрузки и могут быть обеспечены функции и условия, необходимые для успешного решения задач космической системы, составной частью которой будет являться этот КА. В процессе представленном таблице 2.1, проектирования, В предусматриваются определение этих функций, анализ различных технических путей их реализации и выбор наиболее эффективных вариантов.

Таблица 2.1 - Процесс проектирования космического аппарата

Этап

- 1. Подготовка перечня требований и ограничений
- 2. Выбор предварительного подхода к проектированию и общей конфигурации КА на основе вышеупомянутого перечня
- 3. Составление весовой сводки, сводки энергопотребления и определение запасов топлива для выполнения всех функций, обеспечиваемых двигательной установкой
- 4. Разработка предварительных проектов подсистем
- 5. Разработка базовой конфигурации КА
- 6. Итерации; обсуждения; уточнение требований, ограничений и результатов проектирования

Требования высшего уровня и ограничения обусловливаются концепцией и архитектурой системы и особенностями работы полезной нагрузки. Параметры орбиты влияют также на подсистемы космического аппарата, в частности, на подсистемы ориентации, электроснабжения и обеспечения теплового режима. Однако в большинстве случаев параметры орбиты оказывают сильное воздействие на выходные характеристики полезной нагрузки. Затем определяется технический облик космического аппарата, удовлетворяющего этим требованиям.

Основными функциями платформы КА являются: обеспечение размещения полезной нагрузки с необходимой массой; обеспечение

требуемой ориентации датчиков полезной нагрузки; поддержание температуры полезной нагрузки в требуемых пределах; обеспечение необходимого электропитания, выдача необходимых команд управления, получение телеметрической информации; обеспечение и поддержание требуемых параметров орбиты; запоминание информации и обеспечение связи. Платформа состоит из подсистем, обеспечивающих выполнение этих функций. В таблице 2.2 приведен состав подсистем платформы КА с указанием их функций и альтернативной терминологии.

Таблица 2.2 - Подсистемы космического аппарата

Подсистема	1 аолица 2.2 - 110д	системы космического апп	apara	
установка (Propulsion углового положения КА, subsystem)		Основные функции	Другие названия подсистем	
Оработка и распределение и обработки данных (Соттема аппаратуры (Соттема аппаратуры (Соттема аппаратуры (Соттема аппаратуры) (Соттема аппаратуры (Соттема управления (Сотто Сумет ориентацией, наведение (перенацеливание) (Система управления (Сопто Сумет ориентацией, наведение (перенацеливание) (Система управления (Сопто Сумет обработка и распределение обработка и распределение обработки данных (Сотработки данных (Сотработ процессор (Сурасеставт обеспечения теплового режима (Тнетма электроснабжения (Роwer Subsystem) (Сотработ процессор (Сурасеставт обработка) (Сурасет	Двигательная Определение положения КА		, i	
яшьзуятет)  управление ориентацией, наведение (перенацеливание) КА и его элементов  Подсистема связи (Соттон Сузтем управления (Соттон Сузтем)  Подсистема связи (Соттон Сузтем)  Подсистема связи (Соттон Сузтем)  Подсистема (Поттон Сузтем)  Потима (Соттон Сузтем)  Потима (С		на орбите, определение	(Attitude Control System – ACS)	
наведение (перенацеливание) КА и его элементов  Подсистема связи (Сотто System – GN&C System)  Подсистема связи (Сотто System)  Подсистема связи (Сотто System)  Командно-траекторная телеметрическая система (Tracking, Telemetry and Command – TT&C  Подсистема управления и обработка и распределение команд; обработка, запоминание и обработки данных (Сотто System)  Подсистема управления и обработка и распределение командно-траекторная телеметрическая система (Tracking, Telemetry and Command – TT&C  Бортовой вычислительный комплекс, бортовой процессор (Spacecraft Computer System, Spacecraft Processor)  Подсистема обеспечения теплового режима (Thermal subsystem)  Подсистема электроснабжения (Роwer Subsystem)  Подсистема электроэнергии  Конструкция и Несущая конструкция, адаптер для установки на		углового положения КА,	,	
КА и его элементов	subsystem)	управление ориентацией,	навигации (Guidance, Navigation and	
Подсистема связи (Сотишпісатіопя Subsystem)  КА Подсистема управления и обработка и распределение обработки данных (Сотишпа напидіпе — С&DH) Подсистема обеспечения теплового режима (Thermal subsystem) Подсистема электроснабжения (Power Subsystem)  Конструкция и механизмы  Обеспечения связи с Землей и доменне за телеметрическая система и другими КА, слежение за телеметрическая система (Tracking, Telemetry and Command — TT&C  Бортовой вычислительный комплекс, бортовой процессор (Spacecraft Computer System, Spacecraft Processor)  Подсистема обеспечения теплового режима (Thermal subsystem)  Подсистема электроснабжения (Power Subsystem)  Конструкция и механизмы  Обеспечение связи с Землей Командно-траекторная телеметрическая система (Tracking, Telemetry and Command — TT&C  Бортовой вычислительный комплекс, бортовой процессор (Spacecraft Computer System, Spacecraft Processor)  Тhermal Control System Environmental Control System Environmental Control System = Electric Power System - EPS  Structure Subsystem		наведение (перенацеливание)	Control System – GN&C System)	
(Соттиписаtions Subsystem)         и другими КА, слежение за КА         телеметрическая система (Tracking, Telemetry and Command – TT&C           Подсистема управления и обработки данных (Command and Data Handling – C&DH)         Обработки данных запоминание форматирование информации         Бортовой вычислительный комплекс, бортовой процессор (Spacecraft Computer System, Spacecraft Processor)           Подсистема обеспечения теплового режима (Thermal subsystem)         Поддержание допустимого диапазона температуры бортовой аппаратуры бортовой аппаратуры         Thermal Control System Environmental Control System           Подсистема электроснабжения (Power Subsystem)         Генерирование, регулирование, регулирование и распределение электроэнергии         Еlectric Power System - EPS           Конструкция и механизмы         Несущая конструкция, адаптер для установки на         Structure Subsystem		КА и его элементов	Система управления (Control System)	
Subsystem)         KA         Telemetry and Command – TT&C           Подсистема управления и обработки данных (Command and Data Handling – C&DH)         команд; обработка, обработка, обработка, обработка, обработка, обработки данных (Command and Data Handling – C&DH)         Сотритет System, Spacecraft (Computer System, Spacecraft (Co	Подсистема связи	Обеспечение связи с Землей	Командно-траекторная	
Подсистема управления и обработка и распределение команд; обработка, обработ	(Communications	и другими КА, слежение за	телеметрическая система (Tracking,	
управления и обработки, данных (Сотработки данных (Сотработ данных (Сотрабо	Subsystem)	KA	Telemetry and Command – TT&C	
управления и команд; обработка, обртовой процессор (Spacecraft обработки данных (Command and Data Handling – C&DH)  Подсистема обеспечения теплового режима (Thermal subsystem)  Подсистема электроснабжения (Power Subsystem)  Конструкция и механизмы  команд; обработка, обртовой процессор (Spacecraft Computer System, Spacecraft Processor)  Теориматирование и допустимого диапазона температуры бортовой аппаратуры  Тенлового режима (Thermal subsystem)  Подсистема электроснабжения (Power Subsystem)  Конструкция и Несущая конструкция, адаптер для установки на	Подсистема	Обработка и распределение	Бортовой вычислительный комплекс,	
(Command and Data Handling – C&DH)форматирование информацииProcessor)Подсистема обеспечения теплового режима (Thermal subsystem)Поддержание допустимого диапазона температуры бортовой аппаратурыThermal Control System Environmental Control SystemПодсистема электроснабжения (Power Subsystem)Генерирование, аккумулирование, регулирование электроэнергииElectric Power System - EPSКонструкция механизмыИнесущая адаптер для установки наStructure Subsystem	управления и	команд; обработка,	бортовой процессор (Spacecraft	
Handling – C&DH)информацииThermal Control SystemПодсистема обеспечения теплового режима (Thermal subsystem)бортовой аппаратуры бортовой аппаратурыEnvironmental Control SystemПодсистема электроснабжения (Power Subsystem)Генерирование, регулирование, регулирование и распределение электроэнергииElectric Power System - EPSКонструкция и механизмыНесущая конструкция, адаптер для установки наStructure Subsystem	обработки данных	запоминание и	Computer System, Spacecraft	
Подсистема обеспечения диапазона температуры бортовой аппаратуры бортовой аппаратуры  Подсистема зивуувтем)  Подсистема электроснабжения (Power Subsystem)  Конструкция и механизмы  Подсистема заптер для установки на  Поддержание допустимого температуры Environmental Control System	(Command and Data	форматирование	Processor)	
обеспечения теплового режима (Thermal subsystem)  Подсистема электроснабжения (Power Subsystem)  Конструкция и несущая конструкция, механизмы  диапазона температуры Environmental Control System  Епригование Electric Power System - EPS  Епригование и распределение электроэнергии  В Structure Subsystem  Structure Subsystem	Handling – C&DH)	информации		
теплового режима (Thermal subsystem)  Подсистема Генерирование, Electric Power System - EPS  электроснабжения (Power Subsystem) регулирование и распределение электроэнергии  Конструкция и Несущая конструкция, механизмы адаптер для установки на	Подсистема	Поддержание допустимого	Thermal Control System	
(Thermal subsystem)       Бенерирование, подсистема       Еlectric Power System - EPS         Электроснабжения (Power Subsystem)       регулирование и распределение электроэнергии       и распределение заккумулирование, подетулирование и распределение заккумулирование и распределение заккумулирование и распределение заккумулирование, подставление заккумулирование, подставление и распределение заккумулирование и распределение и распределение заккумулирование и распределение и расп	обеспечения	диапазона температуры	Environmental Control System	
subsystem)         Генерирование, аккумулирование, (Power Subsystem)         Electric Power System - EPS           электроснабжения (Power Subsystem)         регулирование и распределение электроэнергии         и           Конструкция и механизмы         Несущая конструкция, адаптер для установки на         Structure Subsystem	теплового режима	бортовой аппаратуры		
Подсистема Генерирование, аккумулирование, (Power Subsystem) регулирование и распределение электроэнергии  Конструкция и Несущая конструкция, механизмы адаптер для установки на	(Thermal			
электроснабжения аккумулирование, (Power Subsystem) регулирование и распределение электроэнергии  Конструкция и Несущая конструкция, механизмы адаптер для установки на	subsystem)			
(Power Subsystem)         регулирование распределение электроэнергии         и распределение электроэнергии           Конструкция и механизмы         Несущая конструкция, адаптер для установки на         Structure Subsystem	Подсистема	Генерирование,	Electric Power System - EPS	
распределение электроэнергии  Конструкция и Несущая конструкция, Structure Subsystem адаптер для установки на	электроснабжения	аккумулирование,		
Конструкция и Несущая конструкция, Structure Subsystem адаптер для установки на	(Power Subsystem)	регулирование и		
Конструкция и Несущая конструкция, Structure Subsystem адаптер для установки на		распределение		
механизмы адаптер для установки на		электроэнергии		
механизмы адаптер для установки на	Конструкция и	Несущая конструкция,	Structure Subsystem	
(Structures and pakete-hocutene полвижные	механизмы	адаптер для установки на	-	
(Structures und parete noemene, nogbriene)	(Structures and	ракете-носителе, подвижные		
Mechanisms) элементы	Mechanisms)			

Двигательная установка предназначена для создания силы тяги с целью изменения скорости движения КА или приложения моментов для изменения его кинетического момента. Для самых простейших КА двигательная установка не требуется. Однако для большинства КА необходимо приложение некоторых управляющих воздействий, поэтому они оснащаются двигательными установками с микродвигателями, обеспечивающими возможность создания малой тяги при импульсном режиме работы.

Подсистема определения и управления ориентацией осуществляет определение углового положения КА и управление его ориентацией. В

случае использования альтернативной системы управления, наведения и навигации кроме выполнения указанных функций система производит также определение параметров орбиты.

Подсистема связи обеспечивает связь КА с Землей или другими КА, Информация, передаваемая на КА по линии связи "Земля–КА", состоит из команд и сигналов для измерения дальности. Информация, передаваемая с КА по линии связи "КА— Земля", содержит телеметрическую информацию о состоянии бортового оборудования и сигналы для измерения дальности, а также может содержать и целевую информацию. Подсистема связи состоит из приемника, передатчика и антенны с широкой диаграммой направленности. Подсистема связи принимает и демодулирует команды, модулирует и передает телеметрическую и целевую информацию, принимает и ретранслирует тоновые сигналы для измерения дальности.

Подсистема управления и обработка данных распределяет команды, собирает, запоминает и форматирует информацию от обеспечивающих подсистем КА и полезной нагрузки. Для простых КА эти функции совмещаются с функциями подсистемы связи и реализуются команднотраекторной телеметрической подсистемой.

Подсистема электроснабжения обеспечивает электропитание обеспечивающей аппаратуры КА и полезной нагрузки. Она состоит из источника энергии, накопителей энергии и аппаратуры преобразования и распределения электроэнергии. Мощность, необходимая для питания аппаратуры КА, и программа ее работы определяют основные параметры подсистемы.

Подсистема обеспечения теплового режима осуществляет поддержание температуры аппаратуры КА в требуемых пределах. Это обеспечивается соответствующим размещением аппаратуры, использованием теплоизоляции и покрытий для достижения баланса между тепловыделением аппаратуры, поглощением тепла от Земли и Солнца, и излучением в космическое пространство.

Конструкция обеспечивает механическое соединение бортовой аппаратуры в единое целое — космический аппарат. Требуемая прочность и жесткость основной или несущей конструкции определяется величиной перегрузок на участке выведения, вибраций и массой КА.

## 2.1 Требования, ограничения и процесс проектирования

Проектирование КА начинается с формирования исходных требований и ограничений, аналогичных приведенным в таблице 2.3. Если некоторые данные отсутствуют, возможно, нужно принять соответствующие допущения или использовать типовые значения.

Полезная нагрузка — единственный значительный ведущий фактор проекта КА. Ее физические параметры доминируют над физическими характеристиками КА. Кроме того, обеспечение работы полезной нагрузки — основное требование к подсистемам КА. Полезная нагрузка может также

обусловить значительные специальные требования, определяющие подход к проектированию.

Таблица 2.3 - Основные требования и ограничения для проектирования КА

	ования и ограничения для проектирования КА
Требования и ограничения	Необходимая информация
Система: Концепция использования Ресурс и надежность КА Архитектура связи	Тип, подход к использованию системы Срок службы системы, критерии успеха Подход к обеспечению командно-программного управления и связи
Защищенность Ограничения	Уровень, требования Стоимость, сроки
Полезная нагрузка: Физические параметры Использование	Размеры, вес, форма, мощность Программа работы, скорость передачи данных, поля зрения
Наведение Перенацеливание Внешние условия	Направление, точность, стабильность Величина, частота Мах и min температура, чистота
Орбита: Определение параметров Тень Условия освещенности Маневры	Высота, наклонение, эксцентриситет Максимальная продолжительность, частота Положение Солнца и условия видимости Величина, частота
Внешние условия: Доза радиации Частицы и метеориты Космический "мусор" Вредные условия	Среднее и пиковое значения Размеры, плотность Плотность, вероятность столкновения Тип, уровень угрозы
Запуск: Стратегия запуска	Одиночный, двойной; специальный, разделенный; использование апогейного двигателя
Выводимый вес Зона полезного груза Условия Интерфейсы Космодромы	Энергетические возможности Размеры, форма Перегрузки, вибрация, акустика, температура Энергетические и механические связи Положение, разрешенные азимуты запусков
Наземная система: Степень автономности Наземные станции Линии космической связи	Требуемые автономные операции Количество, расположение, характеристики Линии межспутниковой связи, характеристики

Применительно к космическому аппарату, параметры орбиты определяют характеристики двигательной установки, систем ориентации, электроснабжения и обеспечения теплового режима. Однако влияние параметров орбиты на эти характеристики оказывается значительно слабее

по сравнению с воздействием на характеристики полезной нагрузки. Затем рассчитываются требуемые характеристики КА: параметры ориентации, теплового режима и электроснабжения, программу работы.

Важными вопросами при проектировании КА являются выбор ракетыносителя и возможное применение апогейного двигателя. Обычная номенклатура разгонных двигательных установок: перигейный разгонный двигатель (perigee kick motor – PKM), используемый для выведения КА на переходную орбиту, и апогейный двигатель (apogee kick motor – AKM), который используется для перехода на высокую круговую орбиту.

Вес, размеры и требования по электропитанию полезной нагрузки обусловливают нижние границы веса, размеров и мощности космического аппарата. Общие размеры КА могут зависеть от таких параметров полезной нагрузки, как размеры антенн или диаметр оптической системы. Космический аппарат должен генерировать электроэнергию для питания полезной нагрузки и остальной бортовой аппаратуры.

Необходимость обеспечения требуемых полей зрения и ориентации элементов КА в значительной степени определяет компоновочную схему КА. Приборы, датчики, панели солнечной батареи, радиаторы размещаются на космическом аппарате с учетом этих требований. В простейшем случае все элементы закрепляются на корпусе КА, и необходимые поля зрения обеспечиваются соответствующим управлением ориентацией корпуса КА.

На ранней стадии проектирования нужно также определить тип двигательной установки. Хотя за счет взаимодействия с гравитационным или магнитным полем Земли можно обеспечить ориентации КА, этот принцип не позволяет изменять скорость КА. Если требуется изменять скорость КА, нужно использовать двигательную установку (ДУ). Если принимаем решение об использовании импульсной двигательной установки с малой тягой, необходимо также рассмотреть возможность применения этой ДУ для управления положением или межорбитальных переходов.

# 2.2 Конфигурация космического аппарата

конструкции оценки размеров космического И аппарата разрабатывается конфигурация КА и задаются параметры подсистем КА. производятся оценка полученных результатов конфигурации КА или параметров подсистем. Последующие итерации обеспечивают дополнительную информацию и дают возможность уточнить характеристики подсистем. Процесс задания требований к параметрам подсистем включает применение двух дополняющих друг друга принципов. Назначение требований к подсистемам осуществляется исходя из общих проектных параметров КА. Сформированные таким образом требования уточняются на основе анализа результатов очередной итерации процесса проектирования. Например, можно назначить вес конструкции 100 кг исходя из того, что он должен составить 10% общего веса КА. Однако результаты проработки конструкции показывают, что вес конструкции использовании алюминия может составить 120 кг, а при использовании

композиционных материалов — 90 кг. Эти результаты дают возможность провести сравнительный анализ и перераспределить требования с целью оптимизации проектных параметров.

На рисунке 2.1 показаны различные конфигурации космических аппаратов. Каждый из этих КА имеет центральный корпус или приборный отсек, в котором размещается большая часть бортового оборудования КА. Следует отметить, что все эти космические аппараты оснащены солнечными батареями, расположенными на вынесенных панелях или на оболочке приборного отсека.

В таблице 2.4 перечислены факторы, определяющие конфигурацию КА. Вес, размеры и форма полезной нагрузки и диаметр ракеты-носителя определяют размеры и форму приборного отсека КА. Из анализа следует, что средний сухой вес платформы КА примерно вдвое больше веса полезной нагрузки. Минимальный сухой вес платформы КА равен весу полезной нагрузки. В случаях с полезной нагрузкой малой плотности или состоящей из нескольких приборов вес платформы КА может превысить вес полезной нагрузки в шесть раз.

Таблица 2.4 - Факторы, определяющие конфигурацию КА

Таолица 2.4 - Факторы, определяющие конфигурацию КА			
Определяющий	Зависимый от фактора	Эмпирическое соотношение	
фактор	параметр		
Вес полезной	Сухой вес КА	Вес полезной нагрузки составляет от	
нагрузки	-	17% до 50% сухого веса КА, среднее	
1 3		значение – 30%	
Размеры и форма	Размеры КА	Размеры КА должны соответствовать	
полезной нагрузки	т измеры тел	I - I	
1 5	NA TO A	размерам обтекателя	
Мощность полезной	Мощность КА	Мощность КА равна сумме мощности	
нагрузки		полезной нагрузки и платформы КА с	
		учетом потерь на зарядку батарей	
Bec KA	Размеры КА	Плотность $KA - \text{ от } 20 \text{ кг/м}^3$ до 172 кг/м $^3$ ,	
	-	среднее значение – 79 кг/м <sup>3</sup>	
Мощность КА	Площадь солнечной	Удельная мощность солнечной батареи –	
	батареи	около 100 Вт/м <sup>2</sup> площади проекции	
Площадь солнечной	Тип солнечно батареи	Если требуемая площадь СБ больше	
батареи		площади, для СБ на поверхности	
_		приборного отсека, необходимо	
		использование выносных панелей	
Диаметр ракеты-	Диаметр КА	Диаметр КА меньше диаметра ракеты-	
носителя		носителя	
Требования по	Ориентация корпуса	Для каждого элемента, требующего	
ориентации	КА и количество	ориентации, необходимо управление по	
	подвесов с приводами	двум осям. Для ориентации корпуса КА	
		необходимо управление по трем осям	

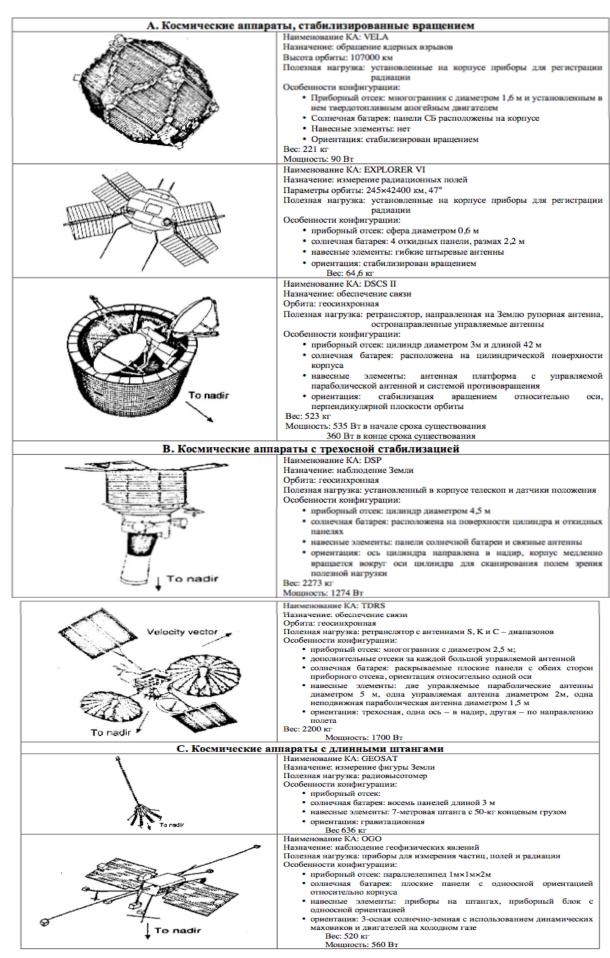


Рисунок 2.1 - Типовые КА с различными особенностями конфигурации

В сложенном положении КА обычно симметричен относительно оси, параллельной линии действия тяги ракеты-носителя. Диаметр КА в сложенном положении выбирается в соответствии с диаметром верхней ступени ракеты-носителя, хотя в редких случаях возможно применение обтекателя с диаметром, превышающим диаметр ступени. На рисунке 2.1 показаны примеры различных форм отсеков КА. Солнечные батареи могут размещаться на корпусе КА или на панелях, присоединенных к корпусу. Примеры обоих типов солнечных батарей показаны на рисунке 2.1.

### 2.3 Проектные сводки

На начальных этапах проектирования составляются сводки запасов топлива, энергопотребления, веса и надежности. Топливная сводка содержит оценку требуемых запасов топлива для обеспечения изменения скорости КА и управления ориентацией. Первоначальная энергетическая сводка содержит энергопотребление полезной нагрузки и подсистем платформы КА.

Типовая топливная сводка содержит четыре составляющих: запас топлива для изменения скорости КА, запас топлива для управления ориентацией, резервный запас и невырабатываемые остатки. Требования по изменению скорости КА выражаются величиной Δς. Запас топлива для управления ориентацией используется для управления во время работы двигателя при коррекции орбиты, закрутки КА при стабилизации вращением и обеспечения маневрирования вращающегося КА, парирования возмущающих моментов, изменения ориентации. Резервный запас топлива выражается в процентах от расчетного запаса, обычно для этапа проектирования величина этого запаса принимается равной 25%.

В таблице 2.5 представлено типовое энергопотребление подсистем КА. Поскольку энергопотребление подсистем изменяется в зависимости от класса КА, определяемого общим энергопотреблением КА, в таблице представлены значения для следующих классов КА: минимального, малого, а также среднего и большого.

Таблица 2.5 - Типовое энергопотребление подсистем КА

Класс КА	Минимал.	Малый ( <b>~</b> 200	Средний-
Энергопотребление КА	(< 100  BT)	Вт)	большой (>500
			Вт)
Подсистемы		% от общего энергопотребления	
Полезная нагрузка	$20-50 \; \mathrm{Bt}$	40	40 - 80
Двигательная установка	0	0	0–5
Система ориентации	0	15	5 - 40
Подсистема связи	15 Bt	5	0 - 50
Подсистема управления и обработки			
данных	5 Bt	5	0 - 50
Подсистема обеспечения теплового			
режима	0	5	5
Подсистема электроснабжения	$10 - 30 \; \mathrm{Bt}$	30	5 - 25
Конструкция	0	0	0
Средняя мощность			

В таблице 2.6 приведена весовая сводка КА. Отношение сухого веса КА к весу полезной нагрузки принимает значения между 2:1 и 7:1; вес полезной нагрузки обычно менее половины сухого веса КА и может составить около 15% сухого веса.

Таблица 2.6 - Весовая сводка

Элемент	Bec	Примечание	
Полезная нагрузка	$ m M_{P/L}$	15 – 50% сухого веса КА M <sub>dry</sub>	
Подсистема КА:	${ m M_{ss}}$	Сумма весов подсистем	
– двигательная установка	$\mathbf{M}_{\mathrm{propulsion}}$		
$M_{ m gnc}$			
– подсистема управления	$\mathbf{M}_{\mathrm{gnc}}$		
ориентацией			
<ul><li>подсистема связи</li></ul>	$M_{com}$		
– подсистема управления и	$ m M_{cadh}$		
обработки данных			
<ul> <li>подсистема обеспечения</li> </ul>	$\mathbf{M}_{th}$	2-25% M <sub>dry</sub>	
теплового режима			
- подсистема	$\mathbf{M}_{ep}$	8 – 12% веса в зависимости от	
электроснабжения		обработанности аппаратуры и	
		механических элементов	
- конструкция и механизмы	$M_{sam}$	$8-12\%$ от $\mathrm{M_{inj}}$	
Запас	$\mathbf{M}_{\mathrm{mar}}$		
Сухой вес КА	$M_{dry} = M_{P/L} + M_{ss} + M_{mar}$		
Топливо	$ m M_{prop}$		
Заправленный КА	$M_{loaded} = M_{dry} + M_{prop}$		
Разгонный двигатель	$M_{ m kick}$		
Вес КА, выведенного на	$M_{inj} = M_{loaded} + M_{kick}$		
орбиту	•		
Переходник (адаптер)	$ m M_{adaapter}$		
Стартовый вес	$M_{boosted} = M_{inj} + M_{adaapter}$		

Энергия заряда должна превышать энергию, отданную батарей во время разряда, на величину, соответствующую к. п. д. зарядно-разрядного процесса, который обычно составляет 80%. Для большинства батарей требуется также обеспечить определенный зарядный ток, величина которого выражается в долях емкости батареи. Эти два требования означают, что энергия заряда составляет от 7% энергии разряда для геосинхронных орбит до 40% для низких околоземных орбит.

Солнечная батарея должна иметь достаточную мощность для обеспечения питания бортовой аппаратуры и заряда батарей до конца срока существования КА. За исключением особых случаев, вес конструкции КА находится в диапазоне от 8% до 12% веса КА, выводимого на орбиту, а вес подсистемы обеспечения теплового режима составляет 2 – 5% сухого веса КА.

### 2.4 Проектирование платформы космического аппарата

### 2.4.1 Двигательная установка

Оборудование двигательной установки для космического аппарата включает баки для рабочего тела, трубопроводы и аппаратуру регулирования давления, а также двигатели. Обычно рабочими телами являются сжатый газ, такой как азот, особое монокомпонентное рабочее тело, такое как гидразин, а также двухкомпонентные рабочие тела. Обычно используются следующие системы подачи давления: с регулируемым давлением и без регулирования давления.

Баки двигательной установки располагаются в центре или вблизи центра масс для того, чтобы избежать сдвига центра масс при расходовании рабочего тела. Двигатели для управления поступательным движением располагаются так, что линия действия тяги проходит через центр масс, в то время двигатели ориентации создают ТЯГУ тангенциально располагаются как можно дальше от центра масс, чтобы увеличить плечо и т.о. увеличить момент на единицу тяги. Двигатели ориентации, которые создают тягу в направлении полёта обычно используются в паре чтобы создать чистый момент без линейной силы. Трёхосное управление требует минимум шести управляющих двигателей, а во многих используется от восьми до двенадцати двигателей, плюс запасные для надёжности.

### 2.4.2 Подсистема контроля, управления ориентацией и стабилизации КА

Решение задачи наведения в заданном направлении требует управления угловым положением объекта относительно двух осей, перпендикулярных наводимой оси объекта. Методы стабилизации вращением включают, в свою очередь, метод пассивной стабилизации вращением, метод стабилизации вращением с управляемой прецессией, и метод стабилизации двойным вращением, то есть метод стабилизации вращением с использованием платформы, стабилизированной противовращением. Методы трехосного управления ориентацией космического аппарата классифицируются в зависимости от типа командных приборов, используемых в составе подсистемы управления, и от способов создания управляющих моментов.

Направление коррекции скорости космического аппарата реализуется путем управления его ориентацией, а величина изменения скорости – продолжительностью включения корректирующей двигательной установки. В качестве командных приборов возможно применение электронно-оптических датчиков Солнца, звезд и инфракрасного горизонта Земли, гироскопических измерителей, магнитометров и радиотехнических устройств. В качестве исполнительных органов для создания управляющих моментов могут использоваться гравитационные стабилизаторы, магнитные исполнительные органы, реактивные двигатели малой тяги и инерционные электромеханические исполнительные органы.

Одним из наиболее важных проектных параметров подсистемы управления ориентацией космического аппарата является запас по величине создаваемого ею управляющего момента. Величина управляющего момента, требуемого для захвата космического аппарата, T, связана с угловой скоростью отделения космического аппарата,  $\omega_t$ , в радиан/с, моментом инерции космического аппарата,  $I_s$ , и величиной максимального углового отклонения космического аппарата от номинального положения,  $\theta_{max}$ , в радианах, следующим соотношением:

$$T = 0.5 \,\omega_{\rm t}^2 \,(I^{\rm s} / \,\theta_{\rm max}) \tag{2.1}$$

Иногда маневр переориентации космического аппарата определяется величиной требуемого угла разворота аппарата,  $\theta$ , и временем реализации маневра,  $t_{dur}$ . Величина управляющего момента в этом случае определяется следующим соотношением:

$$T = 4 \theta I t_{dur}^{-2}$$
 (2.2)

Величина кинетического момента, необходимая для начала маневра переориентации,  $L_{start}$ , определяется следующим соотношением:

$$L_{start} = I_s \omega_{man}$$
,

где  $I_s$  — момент инерции космического аппарата,  $\omega_{man}$  — угловая скорость маневра переориентации в радиан/с.

Для вычисления величины кинетического момента, необходимого для парирования внешних возмущений, нам необходимо определить величину возмущающих моментов, действующих на космический аппарат в полете, как показано в таблице 2.7.

Изменение угловой скорости космического аппарата,  $\Delta \omega_r$ , вызываемое импульсным включением реактивных двигателей малой тяги с минимальной длительностью импульса,  $P_{min}$ , определяется следующим соотношением:

$$\Delta \omega_r = P_{min} / I_s, \tag{2.3}$$

где *Is* – момент инерции космического аппарата.

Средняя частота повторения указанных импульсных включений, IR, будет соответствовать формированию одного импульсного включения реактивных двигателей малой тяги с минимальной длительностью каждые 4  $\theta_d$  /  $\Delta \omega$  секунд, то есть

$$IR = I_{min}^2 L_t / (4 \theta_d I_c),$$
 (2.4)

где  $I_{min}$  — минимальная длительность импульсного включения реактивных двигателей малой тяги,  $L_t$  — плечо силы тяги двигателя,  $I_c$  — момент инерции космического аппарата в рассматриваемом канале управления.

Суммарный расход кинетического момента, будет равен произведению средней частоты повторения импульсных указанных IR, продолжительность орбитальной эксплуатации на космического аппарата,  $T_{\Sigma}$ , то есть

$$L_m = IR T_{\Sigma}, \tag{2.5}$$

Таблица 2.7 - Возмущающие моменты

Таблица 2.7 - Возмущающие моменты			
Возмущающий	Расчетное	Определение входящих величин	
момент	соотношение		
Момент от	$l{ imes}T$	I – вектор, соединяющий центр масс КА и точку	
нецентральности		приложения вектора тяги маршевого ракетного	
вектора тяги		двигателя;	
маршевого		T— вектор тяги маршевого ракетного двигателя.	
ракетного		ρ – плотность атмосферы;	
двигателя	2	$C_d$ – аэродинамический коэффициент лобового	
	$1/2 \rho C_d A V^2$	сопротивления;	
Аэродинамический	$(u_v \times l_{cp})$	A – площадь, перпендикулярная вектору $uv$ ;	
момент		V- скорость космического аппарата;	
	$(3\mu/R_0^3)[u_x$	$u_V$ – единичный вектор, определяющий	
Гравитационный	$(I_{zz}-I_{yy})$ $(u_z$	направление вектора скорости КА;	
момент	$u_e$ ) $(u_y u_e) + u_y$	$l_{cp}$ – вектор, соединяющий центр масс и центр	
	$(I_{xx}-I_{zz})(u_x)$	давления КА.	
	$u_e$ ) $(u_z u_e) + u_z$	μ – гравитационная постоянная Земли;	
	$(I_{yy}-I_{xx})(u_y)$	$R_{\theta}$ – расстояние от центра Земли до центра масс	
	$u_e)(u_x u_e)]$	КA;	
Момент сил	$4.644 \times 10^{-6} \int (u_n$	$I_{XX}$ , $I_{yy}$ , $I_{zz}$ – главные центральные моменты	
солнечного	$u_s$ ) $l_a$ { $u_s$ ( $r_s$ – –	инерции КА;	
давления	$\alpha$ )- $u_n$ [2 $r_s$ ( $u_n$	$u_x$ – единичный вектор направления оси х системы	
	$u_s$ )+2/3 $r_d$ ]} $d_a$	координат, связанной с корпусом КА;	
		$u_y$ – единичный вектор направления оси у системы	
		координат, связанной с корпусом КА;	
		$u_z$ – единичный вектор направления оси z системы	
		координат, связанной с корпусом КА;	
		$u_e$ — единичный вектор направления в надир в	
		системе координат, связанной с корпусом КА.	
		$I_a$ — вектор, соединяющий центр масс КА и	
		элементарную площадку $d_a$ ;	
		$u_n$ — единичный вектор, определяющий	
		направление нормали к элементарной площадке	
		$d_a$ ;	
		$u_s$ — единичный вектор направления на Солнце в системе координат, связанной с корпусом КА;	
		α – коэффициент поглощения поверхности КА;	
		$r_s$ — коэффициент зеркального отражения	
		поверхности КА;	
		$r_d$ – коэффициент диффузного отражения	
		поверхности КА.	
		поверхности ил.	

Процесс расчета кинетического момента подсистемы управления ориентацией КА, необходимого для парирования внешних возмущающих моментов, и определения периодических и вековых составляющих внешних возмущающих моментов, иллюстрируется таблицей 2.8.

Таблица 2.8 - Методика расчета требований к величине запаса по кинетическому моменту для подсистемы управления ориентацией

космического аппарата

Этап расчета требований	Методика	Комментарии
	расчета	1
	требований	
1. Рассчитать величину	P	$L_{\scriptscriptstyle X}$ $L_{\scriptscriptstyle V}$ $L_{\scriptscriptstyle Z}$ – требуемая величина
возмущающих моментов		кинетического момента в каналах х, у, z
2. Вычислить интегралы		подсистемы управления ориентацией КА
возмущающего момента по		соответственно;
времени для каждого канала	$L_x = \int T_{dx} dt$	$T_{dx} T_{dy} T_{dz}$ — суммарный возмущающий
управления подсистемы	$L_{y} = \int T_{dy} dt$	момент в каналах х, у, z подсистемы
3. Определить	$L_z = \int T_{dz} dt$	управления ориентацией КА
периодическую и вековую		Определить периодическую
составляющую		составляющую кинетического момента из
кинетического момента		анализа уравнений либо построить
4. Определить параметры		графики изменения кинетического
исполнительных органов		момента для каждого канала подсистемы
подсистемы управления		управления ориентацией КА и определите
ориентацией КА		искомые составляющие из графиков
5. Если реактивные		Если реактивные двигатели малой тяги
двигатели малой тяги		используются для разгрузки инерционных
являются единственными		исполнительных органов, то их параметры
исполнительными органами		определить, исходя из вековой
подсистемы управления		составляющей кинетического момента
ориентацией КА, вычислить	c.	$L_{x}$ $L_{y}$ $L_{z}$ — требуемая величина
интегралы абсолютного	$Lx = \int_{C}  Tdx  dt$	кинетического момента в каналах х, у, z
значения возмущающего	$Ly = \int_{C}  Tdy  dt$	подсистемы управления ориентацией
момента по времени для	$Lz = \int  Tdz  dt$	космического аппарата соответственно;
каждого канала управления		$ T_{dx} $ $ T_{dy} $ $ T_{dz} $ – абсолютная величина
подсистемы		суммарного возмущающего момента в
		каналах х, у, z подсистемы управления
		ориентацией космического аппарата

Управляющий момент, развиваемый реактивным двигателем малой тяги, равен произведению силы тяги двигателя, I, на плечо силы тяги двигателя, I. Это уравнение может быть использовано для связи кинетического момента с расходом массы рабочего тела:

$$L = l \int T dt = l I_{sp} g m_p, \qquad (2.6)$$

где L – кинетический момент, создаваемый системой реактивных двигателей малой тяги, t – время,  $I_{sp}$  – удельный импульс тяги реактивного микродвигателя, g – ускорение силы тяжести,  $m_p$  – расход массы рабочего тела системой реактивных двигателей малой тяги.

Динамический маховик создает управляющий момент изменения скорости вращения электродвигателем, приводящим в движение маховика. В таблице 2.9 представлена взаимосвязь ротор между техническими характеристиками кинетическим моментом ДЛЯ динамических маховиков и силовых гироскопических стабилизаторов.

Для космического аппарата, стабилизированного вращением, момент импульса силы требуется для раскрутки космического аппарата, для поддержания заданного режима вращения и для обеспечения прецессии оси вращения космического аппарата. Момент импульса силы, требуемый для раскрутки космического аппарата, определяется следующим соотношением:

$$L_{su} = I_{ss} \ \Omega_{s}, \tag{2.7}$$

где  $L_{su}$  – требуемая величина момента импульса силы, Нмс,  $I_{ss}$  – момент инерции космического аппарата относительно оси вращения, кгм2,  $\Omega_s$  – скорость вращения, радиан/с.

Если смещение линии действия вектор тяги бортового корректирующего реактивного двигателя относительно центра масс космического аппарата равно  $L_{cm}$ , то величина момента импульса силы,  $\Delta H$ , сообщаемая космическому аппарату массой  $m_{s/c}$  при изменении его линейной скорости на величину  $\Delta V$ , будет определяться следующим соотношением:

$$\Delta H = m_{s/c} \, \Delta V \, L_{cm}. \tag{2.8}$$

Таблица 2.9 - Масса и потребляемая мощность компонентов подсистемы контроля и управления ориентацией космического аппарата

В таблице использованы следующие обозначения: Т – управляющий момент, Нм; Н – кинетический момент, Нмс.

RITICITI ICCRITII MOMCIII, IIMC.		
Компонент подсистемы контроля и	Масса оборудования, кг	Потребляемая
управления ориентацией		мощность, Вт
Датчик инфракрасного горизонта	2 3.5	210
Земли Датчик Солнца	0.2 1	0 0.2
Магнитометр	0.2 1.5	0.2 1
Гироскопический измеритель	0.8 3.5	5 20
Звездный датчик	5 50	2 20
Электронная аппаратура управления	5 25	5 25
Динамические маховики	2 + 0.4 H при $H < 10$	10 20,
	5 + 0.1 H при 10 < H < 100	500 1000 Вт /Нм
Силовые гироскопические	35 + 0.05 H	при переменной
стабилизаторы	при 100 < H < 100	скорости вращения
		15 30 в дежурном
		режиме $(T = 0)$ ,
Электромеханический привод	4 + 0.03  T	$0.02 \dots 0.2 \; \mathrm{Bt}  / \mathrm{Hm} \; \mathrm{B}$
		рабочем режиме
		1 5 Вт / Нм

### 2.4.3 Подсистема связи и телеметрии

Подсистема связи космического аппарата обеспечивает прием и демодуляцию радиосигналов на линии «вверх», а также модуляцию и передачу радиосигналов на линии «вниз». Рассматриваемая подсистема также обеспечивает нам возможность слежения за космическим аппаратом и измерение параметров траектории его полета путем ретрансляции принятых дальномерных сигналов или путем обеспечения когерентности частоты сигналов, принимаемых и передаваемых бортовым оборудованием

подсистемы, что позволяет нам организовать измерение доплеровского смещения частоты сигналов на средствах наземной станции.

Информация, принимаемая на борту космического аппарата по линии «вверх», включает команды управления и дальномерные коды. Скорость передачи командно- программной информации на борт космического аппарата может находиться в диапазоне от 100 бит/с до 100 кбит/с.

Сигнал, передаваемый с борта космического аппарата по линии «вниз», включает дальномерные коды, телеметрическую информацию о состоянии и процессах функционирования космического аппарата, и целевую информацию от аппаратуры полезной нагрузки. В таблице 2.10 представлены технические характеристики стандартной бортовой подсистемы связи космического аппарата.

Таблица 2.10 - Характеристики бортовой подсистемы связи КА

Компонент оборудования	Macca,	Потребляемая	Комментарии
	ΚΓ	мощность, Вт	
Антенна S-диапазона частот	0.9	0	Полусферическая диаграмма
Высокочастотный диплексер	1.2	0	направленности, коэффициент усиления – 0 дБ Для обеспечения надежности
Приемное устройство	1.8	4	необходимо использовать два
Передающее устройство	2	4.4	прибора

### 2.4.4 Подсистема управления и обработки данных

Бортовая подсистема управления и обработки данных космического обеспечивает прием обработку командно-И программной информации и распределение команд управления между бортовыми подсистемы, а также сбор, форматирование И телеметрической информации по стандартным режимам эксплуатации космического аппарата – служебная телеметрическая информация, и по эксплуатации аппаратуры полезной нагрузки космического аппарата. Обычно сбор и обработка служебной телеметрической информации осуществляется с перерывами, а обмен космического аппарата с наземной станцией информацией в части приема-передачи служебной команднопрограммной и телеметрической информацией обычно осуществляется со скоростью, не превышающей 1000 бит/с.

Бортовая подсистема управления и обработки данных космического аппарата может включать в себя устройства кодирования и декодирования информации, устройство задания последовательности операций или таймер, специализированный компьютер для решения задач обработки информации и оборудование для хранения информации на борту космического аппарата.

Алгоритмы декодирования командно-программной информации разрабатываются на этапе детального проектирования бортовой подсистемы управления и обработки данных космического аппарата. Типовые характеристики бортовой подсистемы управления и обработки данных космического аппарата представлены в таблице 2.11.

Таблица 2.11 - Типовые характеристики основных компонентов оборудования бортовой подсистемы управления и обработки данных КА

1 3		<u> </u>	<u> </u>	
Компонент	Macca,	Потребляемая	Комментарии	
оборудования	КГ	мощность, Вт		
Устройство командного			Резервированный прибор. Имеет	
управления	5.0	5.4	возможность адресации 9 абонентов.	
		(дежурный	Общее количество команд – 18892	
Устройство кодирования		режим)	Резервированный прибор. Скорост	
информации с		14 (рабочий	выдачи информации – 250 бит/с или	
использованием		режим)	1000 бит/с. Телеметрический кадр –	
импульсно- кодовой			64 двоичных слова длиной по 8 бит	
модуляции	5.5	5.5	каждое. Пять каналов второго уровня	
			иерархии коммутации.	

### 2.4.5 Подсистема терморегулирования

Тепловое проектирование космического аппарата включает определение источников тепла и расчёт путей передачи и измерения тепла, так чтобы компоненты находились в пределах заданных температур. Обычная электронная аппаратура работает при температуре, близкой к комнатной, и выдерживает температурные колебания примерно  $\pm 20^{\circ}$  С.

Компоненты, нуждающиеся в точном поддержании температуры, или которые рассеивают большую электрическую мощность, требуют более тщательного обеспечения тепловых режимов. Процесс теплового проектирования космического аппарата протекает следующим образом. Источники тепла включают внутреннее тепловыделение и внешнюю радиацию от Солнца и Земли.

Большая часть энергии для терморегулирования идёт на нагреватели, которые не дают слишком сильно охладиться компонентам. Нагреватели также компенсируют недостатки в изоляции или теплостоках, и используются для нагрева поверхностей, таких как подвижные соединения, которые трудно изолировать, и которые рассеивают мало тепла. Нагреватели или управляемые нагревателями тепловые трубы обеспечивают очень точное терморегулирование или нужные температуры определённым компонентам. Типовой среднего размера космический аппарат (1000 Вт) потребляет 20 Вт в подсистеме терморегулирования плюс какую-то мощность для специального теплового регулирования.

# 2.4.6 Подсистема электроснабжения

Подсистема электроснабжения генерирует энергию, преобразует и регулирует её, запасает её для периодов пикового потребления или работы в тени, а также распределят её по космическому аппарату. Подсистема электроснабжения может также преобразовывать и регулировать напряжение или обеспечивать ряд уровней напряжений.

Солнечные батареи обычно бывают плоские, цилиндрические или неориентированные. Плоские батареи представляют собой панели,

ориентируемые на Солнце. Их выходная мощность пропорциональна проекции их поверхности на падающий световой поток. Цилиндрические батареи используются в стабилизированных вращением аппаратах, в которых ось вращения перпендикулярна направлению на Солнце. Требуемая площадь плоской солнечной батареи зависит от требуемой мощности Р, солнечной постоянной (1358 Вт/м2), и к.п.д. фотопреобразователей. Солнечная батарея с к.п.д. 7% могла бы иметь требуемую площадь

$$A = P/(0.07 \cdot 1358) = 0.01P$$

где A измеряется в м2, а P-в Вт. Масса плоской батареи с удельной эффективностью 25 Вт/кг:

$$M = 0.04P$$
,

где М измеряется в кг, а Р – в Вт.

В табл. 2.12 приведены весовые и энергетические характеристики подсистемы электроснабжения.

Таблица 2.12 - Весовая и энергетическая сводка подсистемы электроснабжения.

r			
Компонент	Вес, кг	Мощность,	Примечания
		Вт	
Солнечная батарея	0,04P		$\cdot \pi$ для цилиндрической
			<ul><li>4 для неориентируемой</li></ul>
Химическая батарея	C/35 (NiCd)		С – ёмкость в А ч
	C/45 (NiH2)		
Блок управления мощности	0,02P		Р – регулируемая мощность
Регулятор/преобразователи	0,025P	0,2P	Р – преобразуемая
			мощность
Кабели	$0.01 - 0.04 \text{ M}_{\text{cyx}}$	0.02 - 0.05P	М <sub>сух</sub> – сухой вес КА

### 2.4.7 Конструкция и механизмы

Конструкция космического аппарата предназначена для размещения и защиты аппаратуры КА и полезной нагрузки в процессе выведения КА на орбиту и развертывания КА после вывода его на орбиту. Несущая конструкция КА является базовой конструкцией, тогда как кронштейны, панели, и большинство развертываемых элементов являются дополнительной конструкцией. Основные параметры дополнительной конструкции в большей степени зависят от орбитальных факторов, чем от нагрузок, действующих на участке траектории. В качестве основной конструкции активном используются цилиндрические и конические оболочечные конструкции или фермы, которые обычно выполняются из алюминия. Для соединительных фитингов и высокопрочных креплений используется титан и магний.

Для крепления КА к ракете-носителю необходима переходная конструкция. Эта конструкция соответствует средствам крепления носителя и несет нагрузки на активном участке траектории. Общепринятыми являются ферменные конструкции и конические адаптеры.

# 3. Разработка логики и технологии проектирования космического аппарата

Развивающаяся в течение 35 лет космическая техника достигла того уровня, когда внимание сосредотачивается на небольшом количестве высокосовершенных надежных космических аппаратов. Для определенных задач более эффективно использование малых, простых и дешевых космических аппаратов. Поэтому в данном дипломном проекте будет рассмотрен пример определения параметров KA CubeSat. Эта система могла обеспечивать получение быстро обновляемой информации возникновении и распространении пожаров. Система низкоорбитальных могла бы передавать изображения, полученные спутников многоспектральной аппаратурой с разрешением до нескольких метров. может также обеспечить фронтом слежение за обрабатывать информацию на борту и передавать данные пожарным службам через геостационарный связной спутник. Такая система была бы очень сложной и дорогой.

Разработка логики и технологии проектирования была проведена на примере KA CubeSat, для него были выбраны основные задачи и цели, проектные параметры, ограничения и др.

#### 3.1 Разработка логики проектирования космического аппарата

Причиной серьезных пожаров часто бывает простая спичка или искра, которую трудно заметить со спутника. Одно из возможных решений заключается в использовании аппаратуры, формирующей изображения в ближнем ИК-диапазоне с очень низким разрешением. Данные о возникшем пожаре передаются на простую наземную станцию, которая восстанавливает эти изображения и сравнивает их с реальной картиной, отображающей местоположения больших городов и других ярких зон. Низкое разрешение и узкая полоса частот позволяет использовать наземные станции, подобные тем, которые уже созданы для первых малых спутников, предназначенных для получения снимков земной поверхности.

Возможно более новаторское решение: разбросать с самолета простые термодатчики, привязанные к сеткам, которые должны зацепиться за вершины деревьев. Датчик оснащается литиевой батареей и передатчиком мощностью 1 Вт, который включается при температуре около 100° и передает простому малому спутнику цифровое сообщение, содержащее его закодированный номер.

После обнаружения лесного пожара в его фронта создается более плотная сеть более сложных датчиков, сбрасываемых с самолета. Это датчики должны передавать локальную температуру и свой номер, на самолете положение каждого сброшенного датчика наносится на карту. Спутник принимает сигналы датчиков и передает данные о температуре и номера датчиков местной противопожарной службе. Концепция этой системы показана на рисунке 3.1.

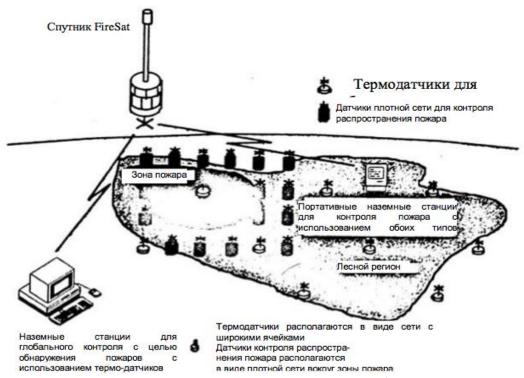


Рисунок 3.1 - Концепция системы CubeSat

Простой термодатчик будет недорогим, потому что он состоит только из передатчика, батареи и термопары. Спутники, предназначенные для использования в такой системе, будут небольшими, простыми и могут запускаться любыми ракетами-носителями. Все противопожарные службы будут оснащаться портативными наземными станциями, а самолеты, разбрасывающие датчики, должны иметь аппаратуру для регистрации их положения при сбросе каждого датчика.

Описанная система может обеспечить следующее: глобальный контроль новых лесных пожаров при помощи нескольких наземных станций, возможность определения положения фронта пожара, передачу сообщений о распространении пожара непосредственно пожарным.

Этот подход к созданию системы отличается следующими преимуществами: минимальные требования к спутникам, дешевая замена, внутренний резерв. Применение такого подхода к созданию системы обнаружения и контроля лесных пожаров выражается в том, что к спутникам предъявляются самые умеренные требования: спутники должны принимать сигналы наземных датчиков и определять их положение с довольно низкой точностью.

При использовании нескольких спутников обеспечивается избыточность системы, поэтому каждый спутник может быть более простым и менее надежным. Сниженные требования к надежности позволяют применять серийные рыночные компоненты без специальных заказов и испытаний. Процесс проектирования проходит в несколько этапов. На начальном этапе необходимо выбрать задачи системы CubeSat, на рисунке 3.2 представлена общая постановка задачи.

#### Задачи системы CubeSat

Поскольку лесные пожары оказывают все возрастающее воздействие на восстановление, коммерцию и всегда привлекают внимание общественности, Соединенные штаты испытывают потребность в более эффективной системе обнаружения и контроля пожаров. Кроме того, было бы желательно (но не обязательно) контролировать лесные пожары на территории других государств, собирать статистические данные о возникновении пожаров, скорости их распространения и продолжительности, а также обеспечивать другие данные для контроля и управления лесными ресурсами.

Эти данные будут использоваться Службой контроля лесных пожаров и лесничими. Параметры потоков данных и их форматы должны соответствовать потребностям обеих групп пользователей, не должны требовать специального обучения и должны обеспечивать возможность быстрого реагирования на изменяющуюся обстановку.

Рисунок 3.2 - Предпосылка для начала создания системы CubeSat

Определив задачи проекта, можно определить основные проектные цели. В своем дипломном проекте я предлагаю метод проектирования студенческого наноспутника, соответствующего стандартам CubeSat. Система CubeSat должна реализовать проекта: основные цели образовательные (формирование у студентов правильного представления о процессе проектирования космических аппаратов, развитие технического навыка и потенциала у студентов в области проектирования КА, подготовка будущих специалистов и формирование команды) и научные (проведение космосе, получение научных эксперимента в дополнительных материалов, создание новых технологий или оптимизация существующих технологий).

Следующая цель состоит в установлении альтернативных архитектур для дальнейшей оценки; при этом множество альтернатив должно быть достаточно широким, чтобы учесть все подходы, которые могут обеспечить существенные преимущества, и достаточно узким, чтобы детальная оценка могла быть осуществлена практически.

Процесс определения вариантов архитектуры системы:

Этап 1. Определение элементов системы для проведения анализа вариантов. В таблице 3.1 представлен этот процесс применительно к системе CubeSat, имеющей множество вариантов, влияющих не только на стоимость, но и на основные характеристики, гибкость и долгосрочную применимость.

Этап 2. Определение основных вариантов для каждого элемента. Хотя теоретически может существовать практически неограниченное количество вариантов, обычно варианты выбираются из ограниченного множества, подобного приведенному в таблице 3.2.

Этапы 3 и 4. Формирование и «обрезка» дерева альтернатив. После определения возможных вариантов можно сформировать дерево альтернатив, которое в самой простой форме представляет собой перечень возможных сочетаний вариантов системы.

Таблица 3.1 – Выбор элементов для сравнительного анализа применительно к системе CubeSat

Элемент	Возможность	Пояснения
	сравнительно	
	го анализа	
	вариантов	
Концепция системы	да	Желательно определить альтернативные подходы
Целевой объект	нет	Пассивный объект, однозначно определенный
Полезная нагрузка	да	Можно выбирать разные частоты и сложность
Платформа КА	да	Множество разных вариантов обеспечения
		сканирования и мощности
Средства выведения	только по	Обеспечение минимальной стоимости для
	стоимости	выбранной орбиты
Орбита	да	Варианты с разной высотой и разным
		количеством спутников
Наземная система	да	Можно использовать специальные средства
		CubeSat
Архитектура связи	нет	Зависит от наземной системы и персонала
Обслуживающий	да	Определяется уровнем автоматизации
персонал		

Таблица 3.2 – Общие альтернативы для элементов системы

Таолица 3.2 -	- Оощие альтернативы для				
Элемент	Область	Bарианты CubeSat			
системы					
Концепция	Доставка информации	Непосредственная передача или через			
системы		центр управления			
	Планирование	Простые операции или наземные команды			
Пассивный	Что должно подвергаться	Тепло или видимое излучение			
целевой	наблюдению или измерению				
объект					
Полезная	Частота	ИК, видимый			
нагрузка	Сложность	Один или несколько приборов			
	Параметры в зависимости от				
	чувствительности	Апертура			
Платформа	Двигательная установка	Определяется выбором полезной нагрузки			
КА	Система ориентации	и орбиты			
	Система электроснабжения				
Орбита	Специальные орбиты	Один спутник на геосинхронной орбите,			
	Высота	низкоорбитальная группировка			
	Наклонение				
	Конфигурация орбитальной				
	группировки				
Архитектура	Своевременность	Любой вариант			
связи	Управление и распределение	1 наземная станция; коммерческая или			
	данных	непосредственная передача данных			
	Ретрансляция	TDRS или коммерческая связь			
Обслуживаю	Уровень автоматизации	Любой из перечисленных вариантов			
щий персонал	Уровень автономности				
Средства	Ракета-носитель	Определяется КА и орбитой			
выведения					

Первый шаг на пути уменьшения числа вариантов — определение ведущих факторов системы и размещение их на вершине дерева альтернатив. Определяющие факторы системы — это параметры или характеристики, которые в значительной степени определяют стоимость и характеристики системы.

Второй шаг для уменьшения числа вариантов — поиск альтернатив, которые хотя бы в некоторой степени не зависят от определения общей концепции или будут определяться выбором других элементов.

Третий шаг состоит в исследовании дерева и сохранении только имеющих смысл сочетаний.

На этапах 3 и 4 формируется дерево альтернатив, аналогичное изображенному на рисунке 3.3 для системы CubeSat. Для каждого варианта нужно будет выбирать большинство элементов, показанных в таблице 3.3.

Этап 5. Поиск других альтернатив. Определение альтернативных архитектур не может быть чисто механическим процессом. Практически для любой системы можно найти новые и лучшие пути решения поставленных задач.

Следующим важным шагом при разработке логики проектирования является определение требований и ограничений, предъявляемых к проекту. В качестве примера рассмотрим требование по сроку службы системы или сроку активного существования космического аппарата. Этот параметр позволяет продемонстрировать трудности установления требований.

Таблица 3.3 - Две из шести предварительных концепций системы CubeSat

Элемент	Вариант 1	Вариант 6	
Концепция системы	Обнаружение пожаров ИКаратчиками с передачей	Обнаружение пожаров ИКаратчиками с передачей	
	результатов, привязанных к карте	результатов, привязанных к карте	
Целевой объект	Характеристики, определенные заданием	Характеристики, определенные заданием	
Полезная нагрузка	ИК-аппаратура с малой апертурой	ИК-аппаратура с большой апертурой	
Платформа КА	Малая, с трехосной ориентацией	Средняя, с трехосной ориентацией	
Средства выведения	Pegasus	STS, совмещенная ДУ	
Орбита	Низкая околоземная полярная орбита, 2 спутника, 2 взаимно перпендикулярные плоскости орбиты	Геосинхронная, 1 спутник	
Наземная система	Одна специальная наземная станция	Одна специальная наземная станция	
Архитектура связи	TDRS – линия КА-Земля, коммерч. линии для передачи данных пользователям	Непосредственно на станцию; результаты ретранслируются пользователям через CubeSat	
Эксплуатация	Непрерывно в пожароопасный период, периодически – в остальное время	Непрерывно в пожароопасный период, периодически — в остальное время	

Потребности, требования и ограничения для любой конкретной системы будут зависеть от самой системы. Тем не менее, требования к большинству космических систем формируются в соответствии с основными характеристиками (см. таблицу 3.4).

Таблица 3.4 - Примеры требований верхнего уровня

Требования	Факторы, влияющее на	Пример CubeSat	
	требование		
Функциональные:			
Выходные	Основные цели, типоразмер	4 уровня температуры, разрешение	
характеристики	полезной нагрузки, орбита,	30 м, точность определения	
	ориентация	местоположения 500 м	
		Ежесуточное наблюдение	
Обзорность	Орбита, ширина полосы	территории страны/города	
	обзора, количество спутников	Выдача зарегистрированной	
Оперативность	Архитектура связи, задержки,	информации 50 потребителям в	
	операции	течение 30 мин.	
Эксплуатационные:			
Срок активного	Характер системы уровень	Не менее 10 лет	
существования	резервирования, высота		
	орбиты		
Работоспособность	Уровень резервирования	98% Максимальный перерыв – 3	
		суток	
Живучесть	Орбита, защищенность,	Только естественные условия	
	электроника		
Распределение	Архитектура связи	До 500 пунктов контроля пожаров	
данных		+ 2000 лесничих	
Содержание,	Потребности потребителей,	Местоположение и протяженность	
форма и формат	уровень и место обработки,	пожара на любой из карт;	
данных	полезная нагрузка	средняя температура для каждого	
		участка площадью 30 м2	
		Устройство для их интеграции с	
		ракетой носителем (PH) P POD	
Ограничения:			
Стоимость	Пилотируемый полет,	Стоимость создания спутника	
	количество КА, размер и	должна быть меньше 50 тыс. долл.	
	сложность, орбита		
Временной график	Техническая готовность,	Создавать спутник за короткий	
	размер программы	период (1–2 года)	
_			
Регламентация	Законы и политика	Стандарт «Cube Sat» накладывает	
77		ограничения на размеры и массу	
Политические	Спонсор, характер программы	Отклик на требования	
ограничения		общественности	
Окружающая среда	Орбита, срок существования	Естественные условия	
Hymanda v	Vacant	Cogor	
Интерфейсы	Уровень инфраструктуры	Связь, ретрансляция через	
Ormanyyyarra	потребителей и оператора	наземные станции	
Ограничения на	Организация-спонсор	Запуск Спейс Шаттлом или	
разработку		одноразовой РН	

Как видно, большинство этих элементов связаны с информацией. За исключением систем, предназначенных для осуществления технологических процессов в космосе и некоторых других специальных средств, космические системы в процессе функционирования генерируют или передают потоки информации. Например, информация, которая вырабатывается системой CubeSat, должна быть передана конечным пользователям, причем информация может иметь различное содержание. Данные и сообщения передаются связными спутниками из одного места в другое.

Рассмотрение вопросов доставки информации лучше всего начинать с анализа потоков данных. Для исследования потоков данных можно использовать схему, представленную на рисунке 3.3 применительно к системе CubeSat. Схема потоков данных позволяет представить в общих чертах задачи, которые нужно решить, как будут решаться большинство этих CubeSat мы Применительно К знаем, ОНЖУН что определенную информацию, возможно, с использованием камеры для формирования изображений. Как видно из рисунка 3.3, эта информация должна быть преобразована в цифровую форму, затем, возможно, должна быть пропущена через определенный фильтр и перенесена на карту лесных Потом необходимо интерпретировать изображение регионов. установления наличия пожара, нанести результаты на карту и предоставить карту конечному пользователю.

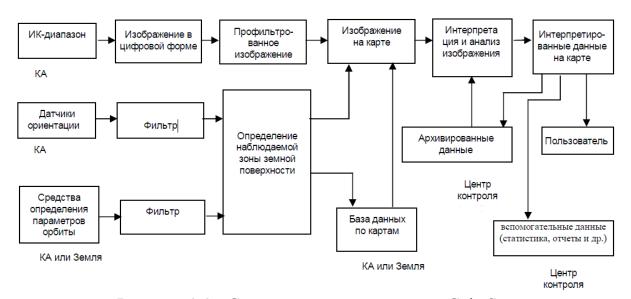


Рисунок 3.3 - Схема потоков данных для CubeSat.

Назначение схемы – определение источников данных, видов обработки данных и потребителей результатов. Главная цель – обеспечение конечного пользователя необходимыми данными при минимальных стоимости и риске. Угловое положение будет определяться на борту КА. Параметры орбиты можно определить на борту либо по измерениям наземных средств. Данные со спутника CubeSat, помимо немедленного использования пожарными, будут применяться и для некоторых других целей.

Применительно к спутнику CubeSat, данные полезной нагрузки нужно комбинировать с информацией о параметрах орбиты и ориентации спутника для обеспечения возможности работы системы в реальном масштабе времени. Самым трудным этапом будет интерпретация и анализ изображений. Даже после того, как выбор сделан, необходимо регулярно пересматривать его, чтобы убедиться в его правильности.

С точки зрения распределения данных, применение непосредственной передачи данных, обработанных на борту, различным пользователям на Земле позволит обеспечить создание недорогой эффективной системы. Применительно к CubeSat это означало бы решение лесничего о том, какие ресурсы выделить для пожаров в конкретном районе, включая разведывательные ресурсы CubeSat.

Оценка основных параметров. Цель оценки основных параметров состоит в том, чтобы обеспечить оценку основных параметров миссии, таких как размер, вес, мощность или оценка стоимости. Так, если известна некая система наблюдения Земли, которая имеет разрешение и информационные характеристики, сопоставимые с теми, которые необходимы для спутника CubeSat, то можно использовать эти параметры для того, чтобы получить начальную оценку параметров спутника CubeSat.

Точечный расчет. Точечный расчет — это расчет, возможно на верхнем уровне, для системы в целом, которая способна удовлетворить обширные задачи миссии. Точечный расчет используется для двух основных целей. Он показывает, что миссия выполнима, и он может использоваться как основа для сравнения альтернатив. Для миссии CubeSat предметом, вероятнее всего, является тепло непосредственно от пожара, а полезным грузом - вероятнее всего инфракрасный-датчик. Таким образом, основные системные трейды — это вероятнее всего концепция миссии, разрешение и требования по полосе захвата, а также орбита.

Обычно параметр трейда будет одним из системных драйверов. Высота орбиты спутника будет оказывать основное влияние на охват, разрешение и живучесть и будет ограничена возможностями носителя, весом полезного груза, возможностями по связи и радиацией. Необходимо оценить влияние в каждой из этих областей и документировать и суммировать результаты, обычно без того, чтобы пробовать создавать числовое среднее различных областей.

Трейд по высоте орбиты для спутника CubeSat даёт пример трейда по параметрам с множественными эффектами. Для спутника CubeSat ни живучесть, ни связь не являются ключевым вопросом, но охват «подталкивает» спутник вверх, а вес полезного груза и хорошее разрешение «подталкивают» спутник ниже. Высоты выше или ниже некоторой величины могут быть устранены, или можно просто предпочесть общее направление, типа более низкой высоты, обеспечивающей лучшее разрешение. На основе этих результатов выбирается номинальная высота 700 км для спутника CubeSat из возможного диапазона от 600 до 800 км.

Анализ полезности миссии определяет количественную характеристику миссии как функцию проекта, риска, стоимости и графика. Эта работа: 1) даёт количественную информацию для принятия решения, и 2) обеспечивает обратную связь для проектирования системы. Анализ полезности миссии также обеспечивает обратную связь для проектирования систем, оценивая, как хорошо альтернативные конфигурации выполняют цели миссии. CubeSat показывает, как этот процесс мог бы работать практически. Анализ миссии определяет количественно, как хорошо альтернативные системы могут обнаружить и контролировать лесные пожары, помогая нам решить, продолжать ли более детальное проектирование нескольких спутников на низкой околоземной орбите или одного большого спутника на высокой орбите. Анализ миссии устанавливает вероятность способности обнаружить данный лесной пожар в пределах данного времени, с и без спутника CubeSat и с изменяющимся количеством спутников. Для спутника CubeSat решения принимают ответственные за защиту лесов. Необходимо обеспечить их технической информацией, необходимой им для определения, должны ли они тратить их ограниченные ресурсы на спутник CubeSat или на что-то выбирают обеспечивается ОНИ CubeSat, техническая информация, чтобы позволить определить количество спутников и уровень избыточности.

Цель анализа миссии состоит в том, чтобы определить количественные характеристики системы и ее способность выполнить основные цели миссии. Обычно для этого требуется два отличающихся типа величин - параметры характеристик и меры эффективности. Параметры характеристик определяют количественно, как хорошо система работает, без подробного указания на то, как хорошо она выполняет цели миссии. Параметры характеристик могут включать статистику охвата, энергетическую эффективность или разрешение специфического прибора как функцию надирного угла. Для спутника CubeSat, основной мерой эффективности будет численная оценка того, как хорошо система может обнаружить лесные пожары или последствия этого обнаружения. Это могли бы быть, например, вероятность обнаружения заданного лесного пожара за шесть часов, или оцененная в долларах экономия в результате раннего обнаружения.

Обычно можно однозначно определить параметры характеристик. Например, или анализом или моделированием можно оценить уровень охвата для любой точки на поверхности Земли. Вероятность обнаружения и сдерживания лесных пожаров лучше выражает конечную цель проекта, но намного более трудно определяется количественно. Она может зависеть от того, как строятся сценарии и моделируются, что предполагается относительно земных ресурсов, и как используются данные спутника CubeSat, чтобы бороться с пожарами.

После установления функции верхнего уровня и последовательности, необходимо разложить и тщательно проанализировать каждую функцию на всём протяжении остающихся уровней потока. Например, определение местоположения спутника CubeSat требует последовательности действий от

оценки ключевых параметров космического аппарата и полезного груза до получения местных земных координат.

Своевременная мера эффективности могла бы включать среднее время от возникновения лесного пожара до его обнаружения или, в зависимости от перспективы потенциального применения, среднее время предупреждения о том, что пожар поражает населенный пункт.

При проектировании космической миссии, она представляется и анализируется как целая система, но обычно она разрабатывается по частям. Независимо от размера и сложности ожидаемой системы необходимо применять технический процесс выработки определенных требований, которые позволяют нам разрабатывать, производить, развертывать Полезная нагрузка инфракрасного использовать систему. для наблюдения на спутнике CubeSat может привлечь других пользователей своими способностями по ИК-съемке и радиометрическому измерению. Если увеличенная стоимость и риск приемлемы, их требования могли бы привести к большему количеству диапазонов полезной нагрузки, увеличенному охвату и дополнительным требованиям по распределению данных. Именно поэтому необходимо установить все поддерживаемые миссии на ранней стадии определения требований или быть подготовлены к тому, чтобы приспособить новые миссии в будущих модернизациях к способностям системы.

Спутник CubeSat должен быстро реагировать на предупреждения, чтобы обеспечить пользователя своевременными данными о подозреваемых пожарах. Это единственное требование о времени реакции может увеличить размеры и орбиты спутниковой группировки, чтобы гарантировать охват, когда это необходимо.

# 3.2 Разработка технологии проектирования космического аппарата

Драйверами для KA CubeSat являются конструкция полезной нагрузки CubeSat, а также орбита и требования по  $\Delta$ V. Они будут использоваться для получения общей оценки внешних размеров, веса и мощности CubeSat и затем разбиения этих параметров примерно до уровня подсистем. Результаты процесса верхнего уровня представлены в таблице 3.5. Необходимо постоянно оценивать и уточнять требования и результаты проектирования, а также выполнять различные системные трейды, чтобы получить приемлемый и согласованный проект.

Масса полезной нагрузки составляет от 17% до 50% сухой массы КА при средней величине 30%. Так как в это время известно очень мало о КА CubeSat, то необходимо добавить запас, оценивая полезную нагрузку в 20% массы КА, что ниже средней величины. Т.е., полезная нагрузка КА CubeSat уменьшена по сравнению с лётным образцом. Это означает, что платформа, вероятно, будет составлять большую часть сухого веса КА. Знание веса является недостаточным ЭТО время, поскольку ещё не В веса. Когда масса будет распределена предварительная сводка подсистемам, указанным ниже, то можно будет иметь запас на системном

уровне, который позволит использовать его при необходимости для различных подсистем.

Подобно вышесказанному, первоначальная оценка мощности основана на мощности полезной нагрузки 32 Вт, что для КА средней величины потребление полезной нагрузки составляет 40% от потребления всего КА. Приведенный в качестве примера КА — малый, со значительными требованиями по управлению и обработке. Поэтому после проведения оценки можно сделать вывод, что полезная нагрузка представляет только 30% от всех энергетических потребностей КА CubeSat. Поскольку будет необходимо решать проблему теневых участков, выходная мощность солнечной батареи будет 170 Вт для того, чтобы выдать 110 Вт в КА, который, в свою очередь, обеспечит 32 Вт для полезной нагрузки.

Таблица 3.5 - Предварительная оценка параметров KA CubeSat.

Таблица 3.5 - Предварительная оценка параметров KA CubeSat.			
Параметр	Оценка для CubeSat		
Полезная нагрузка:			
масса	28 кг		
мощность	32 B <sub>T</sub>		
Космический аппарат:			
сухая масса	140 кг		
средняя мощность	110 B <sub>T</sub>		
мощность солнечной батареи	170 B <sub>T</sub>		
конструкция солнечной батареи			
ориентация КА	Размещённая на корпусе, неориентируемая, 1,7 м <sup>2</sup>		
	3 <sup>X</sup> -осная, в надир		
Топливо	28 кг		
$\Delta V$	2 κΓ		
управление ориентацией +	4 кг		
неиспользуемый остаток запас			
всего	34 кг		
тип	Двухкомпонентное топливо ( $I_{yд} = 300c$ ), в		
	качестве апогейного двигателя не используется		
Общая масса КА	174 кг		
Размеры и моменты инерции КА:			
объём	$1.7 \text{ m}^3$		
линейные размеры	1,4 м		
площадь миделя корпуса	$2.0 \text{ m}^2$		
момент инерции	54 кг⊕м²		

Было решено попытаться обойтись без фазы апогейного включения двигателя и осуществлять полёт с помощью химических двигателей малой тяги. Для поддержания разумной эффективности первоначально была принята двухкомпонентная схема с удельным импульсом  $I_{yд}=300\,$  с. Используя уравнение ракетного двигателя (уравнение 3.1), можно вычислить массу топлива в 28 кг, а затем добавить к ней небольшие количества топлива для ориентации и запас.

$$m_p = m_f \left[ e^{(\Delta V/I_g g)} - 1 \right] = m_0 \left[ 1 - e^{-(\Delta V/I_g g)} \right]$$
 (3.1)

Получив приблизительную массу всей системы, можно оценить размеры и моменты инерции. Это, в свою очередь, может рассказать чтонибудь о конфигурации солнечной батареи. Площадь корпуса была оценена в 2,0 м² и требуемую площадь корпуса в 1,7 м². Таким образом, можно исключить солнечные панели и использовать неориентируемую солнечную батарею, содержащую фотопреобразователи, расположенные на гранях корпуса, не обращённых в надир. Такое решение будет компактным, экономичным и лёгким в управлении. В таблице 3.6 представлены два варианта разработки предварительной весовой сводки для КА CubeSat.

Таблица 3.6 - Предварительная весовая сводка КА CubeSat

Элемент весовой	Оценочный	Оценочный %	Оценочная	Оценочная
сводки	% сухой	сухой массы	масса масса как	масса как %
	массы КА	нагрузки	% сухой массы	массы
			КА, кг	полезной
				нагрузки, кг
Полезная нагрузка	20,0	100,0	28,0	28,0
Конструкция	21,0	75,0	29,4	21,0
Терморегулирование	4,5	16,1	6,3	4,5
Электроснабжение	30,0	107,1	42,0	30,0
Телеметрия и	4,5	16,1	6,3	4,5
управление (ТТ&С)				
Ориентация	6,0	21,4	8,4	6,0
Двигательная	6,0	21,6	8,4	6,0
установка (сухая)				
Запас, кг	-	-	11,2	40,0
Сухая масса КА, кг	-	ı	140,0	140,0
Масса топлива, кг	-	-	28,0	28,0
Масса заправленного	-	-	168,0	168,0
КА, кг				
Запас как % сухой	-	-	8,0%	28,6%
массы				

Можно оценить массу каждой подсистемы как процент сухой массы КА или как процент массы полезной нагрузки. Этот подход преждевременно делит имеющийся запас среди подсистем. Рекомендуется сохранять запас на системном уровне и затем распределять его для полезной нагрузки или других подсистем при необходимости в течение разработки.

Почти во всех космических системах предполагается проведение наблюдений или иного вида взаимодействия космических аппаратов с окружающим миром, поэтому космический аппарат должен знать свою ориентацию или управлять ею. Для удобства можно разделить эту проблему ориентации на две — наведение и географическая привязка.

Параметры сводок погрешностей наведения и географической привязки приведены на рисунке 3.4 и рассмотрены в таблице 3.7.

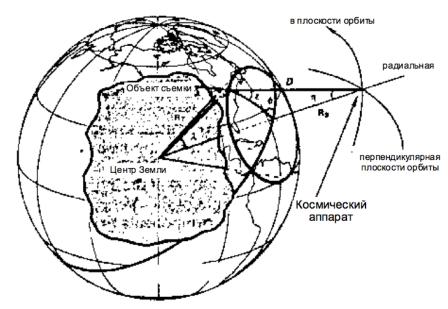


Рисунок 3.4 - Погрешности наведения и географической привязки

Таблица 3.7- - Источники погрешностей наведения и географической привязки

ОШИБК	ОШИБКИ В ЗНАНИИ ПОЛОЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА:				
$\Delta l$	в плоскости орбиты или в	смещение вдоль вектора скорости			
	плоскости параллельной	космического аппарата			
	плоскости орбиты				
ΔC	в направлении	смещение в направлении перпендикулярном			
	перпендикулярном плоскости	плоскости орбиты космического аппарата			
	орбиты				
$\Delta R_{S}$	радиальная	смещение в направлении к центру Земли			
ОШИБК	СИ В ОРИЕНТАЦИИ ОСИ ИЗМЕРИ	ТЕЛЬНОГО ПРИБОРА:			
Δη	по высоте	ошибка в угле между надиром и осью			
		измерительного прибора			
Δφ	по азимуту	ошибка в угле вращения оси измерительного			
		прибора вокруг надира			
Ошибки	в ориентации оси измерительного	прибора включают ошибки в (1) определении			
ориента	ции, (2) установке прибора и (3) ус	тойчивости для географической привязки или			
управле	ния для наведения.				
ДРУГИІ	Е ОШИБКИ:				
$\Delta R_{T}$	высота точки съемки	неопределенность высоты объекта съемки			
ΔΤ	время	неопределенность времени съемки			

Процесс оптимизации требований очень важен для создания экономически эффективной космической системы, но часто он просто упускается при определении требований к системе. В таблице 3.8 приведены формулы для определения доли каждой из семи основных погрешностей в суммарной погрешности. Таблица 3.8 дает основные математические зависимости, которые необходимо преобразовать в требования к точности наведения и географической привязке для конкретной системы. Рассчитанная сводка точностей наведения и географической привязки, основанных на приведенных формулах, приведена в таблице 3.9.

# Таблица 3.8 - Формулы для вычисления погрешностей наведения и географической привязки

 $\epsilon$  — высота над горизонтом, lat — широта объекта съемки,  $\phi$  — азимут объекта съемки относительно трассы космического аппарата,  $\lambda$  — центральный угол между космическим аппаратом и объектом съемки, D — расстояние между объектом съемки и космическим аппаратом,  $R_T$  — расстояние от центра Земли до объекта съемки,  $R_S$  — расстояние от центра Земли до КА.

Источник	Величин	Погрешность	Погрешность	Направление
погрешности	a,	географической	наведения, рад	погрешности
	размерн	привязки, км		
	ость			
Ошибки				
ориентации:				
по азимуту	Δφ, рад	$\Delta \varphi \cdot D \cdot \sin \eta$	Δφ· sinη	по азимуту
по надирному	Δη, рад	$\Delta\eta \cdot D/\sin\varepsilon$	Δη	к надиру
расстоянию				
Ошибки положения:				
в плоскости орбиты	$\Delta l$ , км	$\Delta l \cdot (R_T/R_S) \cdot \cos H$	$(\Delta l/D) \cdot \sin Y_l$	параллельно
				трассе
в направлении,	$\Delta C$ , km	$\Delta C \cdot (R_T/R_S) \cdot \cos$	$(\Delta C/D) \cdot \sin Y_C$	перпендикуляр
перпендикулярном		G		но трассе
плоскости орбиты				
радиальные	$\Delta R_S$ , KM	$\Delta R_S$ · sin $\eta$ /sin $\epsilon$	$(\Delta R_S/D) \cdot \sin \eta$	к надиру
Другие ошибки:				
высота точки съемки	$\Delta R_T$ , км	$\Delta R_T$ /tg $\epsilon$	-	к надиру
бортовое время	$\Delta T$ , c	$\Delta T \cdot V_e \cdot \cos(lat)$	$\Delta T \cdot (V_e/D) \cdot \cos(lat)$	параллельно
			$\cdot \sin J$	экватору

Таблица 3.9 - Пример сводки погрешностей географической привязки и наведения

Источник	Погрешнос	Сводка точностей			
погрешности	ть в	Точности географической		Точности наведения, °	
	источнике	привяз	ки, км		
		ε=10°	ε=30°	ε=10°	ε=30°
Ошибки					
ориентации:					
по азимуту	0,06°	2,46	1,33	0,051	0,045
по надирному	0,03°	8,33	1,78	0,030	0,030
расстоянию					
Ошибки положения:				0,002	0,005
в плоскости орбиты	0,2 км	0,17	0,17	0,004	0,007
в направлении,	0,2 км	0,16	0,17	0,002	0,003
перпендикулярном					
плоскости орбиты					
радиальные	0,1 км	0,49	0,15		
Другие ошибки:					
высота точки съемки	1 км	5,67	1,73		
бортовое время	0,5 c	0,23	0,23	0,001	0,004
Геометрическое		10,39	2,84	0,060	0,055
среднее					

Соответствующие графики приведены на рисунке 3.5 и 3.6. Пример графика зависимости точности географической привязки от высоты космического аппарата над горизонтом для аппарата, находящегося на орбите высотой 1000 км приведен на рисунке 3.5.



Рисунок 3.5 - Зависимость погрешности географической привязки от высоты КА над горизонтом для высоты орбиты 1000 км

Из рисунка 3.6 видно, что эта погрешность в 1 км является основным источником погрешностей. Так, например, для того, чтобы CubeSat имел погрешность географической привязки менее 1 км необходимо сделать одно из двух: либо работать вблизи надира, либо использовать при обработке данных данные по высоте объектов съемки.

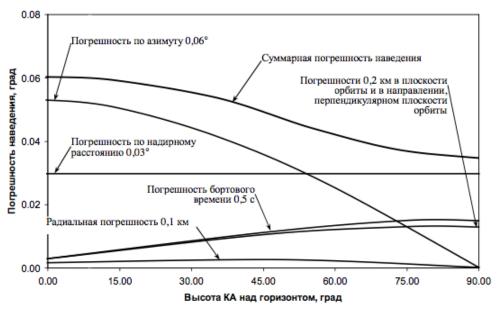


Рисунок 3.6 - Зависимость погрешности наведения от высоты космического аппарата над горизонтом для высоты орбиты 1000 км

Далее рассмотрим процесс выбора орбит. Комплексный процесс выбора орбит включает сравнение по множеству различных параметров. Орбита характеризуется сроком активного существования, стоимостью, окружающими условиями, геометрией обзора и, зачастую, характеристиками полезной нагрузки. КА будет находиться на различных орбитах в течении своего существования. На ранней стадии разработки уделяется наибольшее внимание определению рабочей орбиты КА.

Изначально необходимо измерить качество покрытия, используя критерии качества покрытия, после чего необходимо определить запас требуемого изменения скорости  $\Delta V$ . В таблице 3.10 обобщена информация о составлении запаса требуемого изменения скорости  $\Delta V$ . Ниже приведены основные данные необходимые для вычисления  $\Delta V$ : начальные параметры, обеспечиваемые носителем, рабочая орбита или орбиты, срок активного существования спутника, необходимость к орбитальному маневрированию или поддержанию орбиты и способ захоронения спутника.

Таблица 3.10 - Составление запаса характеристической скорости

Параметр	
Основные исходные данные	
Начальные условия	150км, 55°
Рабочая орбита (орбиты)	700км, 55°
Срок активного существования (каждая фаза)	5 лет
Требования к поддержанию орбиты	Высота поддерживается
Параметры торможения	$m/C_d A=25\kappa\Gamma/M^2$
	$\rho_{\text{max}} = 2,73 \text{x} 10^{-13} \text{кг/м}^3$
Требования к орбитальному маневрированию	Нет
Конечные условия	Надежный вход в атмосферу
Запас характеристической скорости	
Орбитальный переход	
- первое включение	156 м/с
- второе включение	153 м/с
Подержание высоты (LEO)	19 м/с
Подержание точки стояния в направлении север/ют (GEO)	не требуется
Подержание точки стояния в направлении восток/запад	не требуется
Орбитальное маневрирование	
Фазирование, встреча	Нет
Изменение узла или плоскости орбиты	Нет
Увод спутника с орбиты	198 м/с
Суммарное ΔV	526 м/с
Другие замечания	
ACS и другие требования	
$\Theta$ кономия $\Delta V$	Учтено в заправочной
Запас	сводке

Запас характеристической скорости описанный в таблице 3.13 определяет запас энергии, который необходимо приложить к центру масс спутника для того, чтобы выполнить поставленную задачу. Первым шагом

при выборе орбиты со специальным положением является определение типа орбиты в зависимости от решаемых задач.

Зачастую имеющиеся специальные орбиты приводят к существенно различающимся методам решения целевой задачи. В случае CubeSat, требование высокого разрешения инфракрасной системы обнаружения исключает геостационарную орбиту и приводит к совершенно другим параметрам системы. На рисунке 3.7 приведены результаты выбора высоты для спутника системы CubeSat.

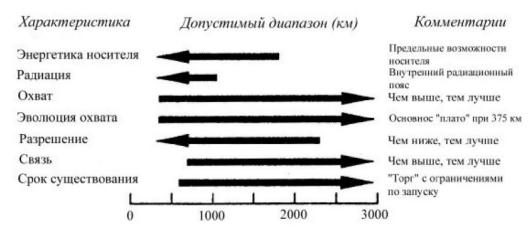


Рисунок 3.7 - Результаты трейда по высоте орбиты для спутника CubeSat

Орбита для системы CubeSat. Первым шагом при выборе орбиты было рассмотрение пригодности орбит специального положения. результата этого рассмотрения приведен в таблице 3.11.

Таблица 3.11 - Выбор для программы CubeSat орбиты из орбит специального положения.

Орбита	Преимущества	Недостатки	Пригодность для CubeSat
Геостационарная	Длительное время обзора	Требует больших затрат	Да
	континентальной части	энергии глобального	
		покрытия	
Солнечно	Нет	Требует больших затрат	Нет
синхронная		энергии	
Молния	Приемлемое покрытие	Требует больших затрат	Нет
	континентальной части	энергии	
		Большое изменение	
		дальности	
Замороженная	Минимальные затраты	Нет	Да
	топлива		
Изомаршрутная	Повторяющиеся углы	Ограничение на выбор	Возможно
	обзора (незначительное	высот	нет
	преимущество)	Большие возмущения	

Нет необходимости использовать орбиты особого положения для программы CubeSat. Поэтому, для низкоорбитальной группировки

необходимо провести совместный анализ покрытия, возможности запуска, поддержания высоты и радиационных условий. Для низких орбит покрытие является ведущим требованием. Рисунок 3.7 обобщает результат выбора диапазона высот 600...800 км с предварительным значением 700 км. Этот параметр влияет на длительность покрытия последующий выбор веса, и способа запуск. CubeSat должен обеспечивать покрытие северных широт, но покрытие полярных регионов не требуется. Поэтому, предварительно выбирается наклонение 55 градусов, обеспечивая при этом покрытие до широты 65 градусов.

Нулевой эксцентриситет следует принять пока нет определенных причин поступить иначе. В данном случае орбита CubeSat будет круговой. В итоге, ориентировочно, CubeSat низкоорбитальная группировка на высоте а=700 км, i=55 градусов, e=0, число спутников определяется из условия обеспечения минимально требуемого покрытия.

Переходная орбита CubeSat. Пусть CubeSat запущен на круговую орбиту с высотой 150 км и требуемым наклонением, надо определить, как ему добраться до рабочей орбиты 700 км. Переход CubeSat требует ΔV всего 309 м/с. Это не стоит увеличения стоимости, веса солнечных батарей, или сложности перехода с электрическим двигателем. Нет необходимости в использовании высокоэнергетического перехода. Остается выбор между Гомановским переходом и переходом с малой тягой химического двигателя. Традиционным является Гомановский переход. Он обеспечивает незначительную экономию топлива около 0.1 м/с. Переход с малой тягой химического двигателя обеспечивает более комфортные условия перехода и дает потенциальную возможность развернуть и проверить спутник на низкой орбите, где возможен его ремонт. Предварительно остановимся на переходе с малой тягой химического двигателя. Это нетрадиционно, но возможно существенно снизит стоимость и повысит надежность. Кроме того, носитель может полностью исключить необходимость перехода.

Следующим шагом при проектировании будет выбор полезной нагрузки и ее параметров. Сначала определяется целевой объект. Для рассматриваемого примера космического аппарата CubeSat можно предположить, что целевым объектом является тепло, создаваемое лесным пожаром. Ведется наблюдение хорошо изученного целевого объекта (лесной пожар), и необходимо решить целевую задачу – обнаружение лесного пожара – с минимальными затратами и с минимальным техническим риском.

Для иллюстрации процесса эскизного проектирования аппаратуры полезной нагрузки нужно провести оценивание основных параметров полезной нагрузки космического аппарата CubeSat, вопросы разработки которой рассматривались ранее. Нельзя провести разработку детального проекта указанной аппаратуры полезной нагрузки без получения значительного объема исходных данных от разработчика инфракрасной аппаратуры.

В результате определения параметров орбиты космического аппарата CubeSat высота полета аппарата была предварительно выбрана равной 700

км. Исходя из этого, определяется угловой размер Земли с данной высоты, р, используя уравнение 3.2:

$$\sin \rho = \cos \lambda_0 = \frac{R_E}{R_E + H} \tag{3.2}$$

 $\rho = \sin^{-1} (R_E / (R_E + h)) = 64.3^{\circ}.$ 

Ключевым параметром для разработки космической системы в данном случае будет,  $\varepsilon$ , при котором система сможет решать поставленные перед ней целевые задачи. Предварительно примем минимальный угол зрения, равный 20 градусам. С учетом принятого допущения, вычисляется значение надирного угла,  $\eta$ , максимальную ширину полосы обзора,  $\lambda$ , и максимальный диаметр наблюдаемого участка поверхности Земли, D, используя приведенные уравнения 3.3, 3.4 и 3.5, соответственно:

$$\cos\varepsilon = \sin \eta / \sin \rho \tag{3.3}$$

$$\eta + \lambda + \varepsilon = 90^{\circ}$$
 (3.4)

$$D=R_{E} \cdot (\sin \lambda / \sin \eta) \tag{3.5}$$

 $\sin \eta = \cos \varepsilon \sin \rho$ , откуда  $\eta = 57.9^{\circ}$ ,  $\lambda = 90 - \eta - \varepsilon = 12.1^{\circ}$ ,  $D=R_E(\sin \lambda/\sin \eta)=1580$ км.

Из приведенных уравнений следует, что аппаратура полезной нагрузки на борту космического аппарата будет совершать колебания назад и вперед с амплитудой отклонения по углу  $\pm$  57.9° для накрытия зоны обзора. Ширина полосы обзора на поверхности Земли будет равна  $2 \times 12.1^\circ = 24.2^\circ$  по углу с вершиной в центре Земли, при этом максимальное расстояние между краями полосы обзора составит 1580 км. Если бы не было ограничений по углу  $\epsilon$ , то максимальная ширина полосы обзора была бы равна  $90 - \eta = 27.5^\circ$ , а максимальная ширина полосы обзора на поверхности Земли по углу с вершиной в центре Земли была бы равна  $2 \times 27.5^\circ = 55^\circ$ . приводит к существенному уменьшению доступной зоны обзора для аппаратуры полезной нагрузки.

Теперь можно определить период обращения космического аппарата вокруг Земли, P, и сдвиг долготы восходящего узла орбиты за один виток полета космического аппарата,  $\Delta L$ , используя уравнение 3.6:

$$P = 1,658 669 \times 10 - 4 \times (6378,14 + H)^{3/2}$$
 (3.6)  

$$P = 98.8 \text{ минут} = 1.65 \text{ часа},$$
  

$$\Delta L = 24.8^{\circ}.$$

Таким образом, точки пересечения плоскости орбиты космического аппарата с плоскостью экватора для двух смежных витков полета будут разнесены на угол 24.8°. Необходимо отметить, что этот угол несколько больше, однако очень близок к величине рассчитанной выше ширины полосы

обзора аппаратуры полезной нагрузки, равной 24.2°. Было бы весьма полезно, если бы смежные полосы обзора перекрывались, тогда космический аппарат CubeSat обеспечивал бы наблюдение любого объекта на поверхности Земли с периодом, равным половине суток.

Выбирается наклонение плоскости орбиты космического аппарата CubeSat равным 55 градусам для обеспечения обзора широтного пояса до 65 градусов. Таким образом, определяется величина центрального угла S из сферического треугольника ABC по следующей формуле:  $S = \arcsin{(\sin 24.8^{\circ} \sin 55^{\circ})} = 20.1^{\circ}$ .

Кратчайшее расстояние между трассами космического аппарата для двух смежных витков полета на экваторе равно, таким образом, 20.1°. ширина полосы обзора аппаратуры полезной аппарата CubeSat равна 24.2°, теперь космического есть некоторое перекрытие смежных полос на экваторе. На более высоких широтах, которые представляют основной интерес с точки зрения решаемой целевой задачи, обеспечивается еще большее перекрытие полос обзора аппаратуры полезной нагрузки. Таким образом можно увеличить минимальное значение угла возвышения космического аппарата над плоскостью местного горизонта до 25°. Такое увеличение может оказаться весьма целесообразным. Однако в настоящее время сохранится величина минимального угла возвышения КА над плоскостью местного горизонта равной 20°, и будут обеспечены некоторые запасы по высоте полета космического аппарата и углу его возвышения над плоскостью местного горизонта для последующего проектирования аппаратуры полезной нагрузки.

Теперь можно перейти к расчету требуемой разрешающей способности и скорости передачи целевой информации для аппаратуры полезной нагрузки космического аппарата CubeSat. Диаметр мгновенного поля зрения аппаратуры полезной нагрузки на поверхности Земли для принятой величины минимального угла возвышения космического аппарата над плоскостью местного горизонта, равной  $20^{\circ}$ , составляет 1580 км. Таким образом, можено определить, что разрешающая способность аппаратуры полезной нагрузки в угловой мере,  $\theta_r$ , равна  $1.9\times10^{-5}$  рад, или  $0.0022^{\circ}$ . Тогда, требуемая скорость передачи целевой информации аппаратуры полезной нагрузки будет, согласно уравнению 3.7, равна:

$$DR = \theta_x V_N hsb/d^2 q$$
, бит/с, (3.7)

 $DR=\theta x \ VN \ hsb/d2 \ q=150 \ \text{Мбит/c},$ 

при использовании следующих значений величин, входящих в уравнение:

 $\theta_x = 2\eta = 115.8^{\circ} = 2.02$ рад,

 $V_N = 6.76 \text{ km/c},$ 

h = 700 км,

d = 0.030 km,

s = 1.6 отсчет/пиксель в среднем (средний уровень частоты дискретизации),

b = 8 бит/отсчет,

q = 0.9 (типовое значение).

Вычисленная скорость передачи целевой информации аппаратуры полезной нагрузки является исключительно высокой. Можно уменьшить ее величину различными способами. Теперь можно рассчитать бюджеты погрешности географической привязки объектов наблюдения и наведения аппаратуры полезной нагрузки для космического аппарата CubeSat. Начиная с грубой оценки функциональных параметров, определяется погрешность картографирования в функции минимального угла возвышения космического аппарата над плоскостью местного горизонта. Принято, что погрешность угла отклонения от надира и азимутальная погрешность равны 0.1°. Для допущения погрешность картографирования диапазоне 6 ... 8 км. Поскольку пока не известно, какие требования по точности привязки изображения к местности будут заданы, можно с степенью уверенности предположить, что допустимая погрешность будет менее 6 км.

Следующим после точности ориентации критическим параметром с точки зрения влияния на погрешность картографирования является погрешность определения высоты объекта наблюдения, равная 1 км. Это означает, что предположительно есть возможность определить высоту очага лесного пожара с точностью 1 км — приемлемая точность при использовании модели земного эллипсоида, учитывающей его сжатие у полюсов. Однако существенное повышение точности определения высоты очага лесного пожара может потребовать использования карт высоты для всех регионов, представляющих интерес с точки зрения решаемой целевой задачи. В дальнейшем будет использоваться этот бюджет для предварительного определения требований к точности географической привязки объектов наблюдения на уровне 5.5 км для минимального угла возвышения космического аппарата над плоскостью местного горизонта, равного 20°, и на уровне 3.5 км для минимального угла возвышения космического аппарата над плоскостью местного горизонта, равного 30°.

Для составления бюджетов погрешности географической привязки объектов наблюдения и наведения космического аппарата предполагается, что требования по переориентации аппаратуры полезной нагрузки для космического аппарата CubeSat не предъявляются, и что картографическая информация должна быть доставлена наземному потребителю космической системы не более, чем за 30 минут.

Предполагается, что космический аппарат CubeSat использует аппаратуру наблюдения в инфракрасном диапазоне 3 ... 5 мкм, и для проведения расчетов примем, что рабочая длина волны аппаратуры полезной нагрузки равна 4 мкм. Определяется требуемая разрешающая способность аппаратуры полезной нагрузки равной 1.9×10-5 радиан. Таким образом, для дифракционно-ограниченной оптической системы аппаратуры полезной нагрузки можно определить, что требуемый размер ее апертуры равен 0.26 м.

Можно использовать два варианта прототипов: построитель карт местности с классификацией районов наблюдения и мультиспектральный сканер средневолнового инфракрасного диапазона. Предварительно

выбирается в качестве аппаратуры-прототипа мультиспектральный сканер средневолнового инфракрасного диапазона, и будем масштабировать его технические характеристики: габаритные размеры — длина 1.5 м, диаметр 1 м; масса — 800 кг; потребляемая мощность — 900 Вт, исходя из апертуры сканера, равной 1 м. Прежде всего, определяется коэффициент апертуры для масштабирования, равный в данном случае 0.26. С учетом этого коэффициента рассчитываются технические характеристики аппаратуры полезной нагрузки космического аппарата CubeSat: габаритные размеры — длина 0.4 м, диаметр 0.3 м; масса — 28 кг; потребляемая мощность — 32 Вт. Первоначальные оценки параметров космического аппарата CubeSat обобщены в таблице 3.14.

Таблица 3.14 - Обобщение первоначальных оценок параметров космического

аппарата CubeSat

Параметр	Номинальное	Комментарии
Tr. T	значение	T
Высота полета, h	700 км	Диапазон значений – от 600 до 800 км
Наклонение плоскости орбиты, <i>і</i> Ширина полосы обзора в угловой	55 градусов	Обеспечивает покрытие широтного пояса до 65°
Mepe, $2\lambda_{max}$	24.2 градуса	Минимальное необходимое
Диапазон надирного угла, п	$\pm$ 57.9 градусов	значение с точки зрения
Минимальный угол возвышения космического аппарата над	20 градусов	перекрытия полос – 20.1°
плоскостью местного горизонта, є		Необходимые исходные
	Сканер	данные для проектирования
Тип аппаратуры полезной	средневолнового	аппаратуры полезной нагрузки
нагрузки	инфракрасного	Необходимые исходные
Разрешающая способность	диапазона	данные для специалистов по
аппаратуры полезной нагрузки в	1.9×10 <sup>-5</sup> радиан	проектированию аппаратуры
угловой мере		полезной нагрузки
Разрешение на местности		TC V
Апертура, А	30 метров	Ключевой параметр – может
Габаритные размеры аппаратуры	0.26 метров	потребоваться проведение
полезной нагрузки	длина 0.4 м,	сравнительных исследований и
Масса аппаратуры полезной	диаметр 0.3 м	компромиссного выбора
нагрузки, <i>W</i>	28 кг	
Мощность, потребляемая	22.7	
аппаратурой полезной нагрузки, Р	32 B <sub>T</sub>	
Скорость передачи целевой	150355	Может оказаться
информации от аппаратуры	150 Мбит/с	ограничивающим фактором
полезной нагрузки, DR	_	
Погрешность географической	$3.5$ км при $\varepsilon = 30^{\circ}$	
привязки объектов наблюдения	$5.5$ км при $\varepsilon = 20^{\circ}$	

Для рассматриваемого в качестве примера космического аппарата CubeSat предполагается, что ракета-носитель обеспечит его выведение на рабочую орбиту, поэтому к подсистеме контроля и управления ориентацией космического аппарата не предъявляются требования управления

ориентацией на участке выведения. В номинальном режиме требуется обеспечить ориентацию космического аппарата в надир с точностью 0.1°. Задача определения ориентации должна решаться автономно на борту космического аппарата, обеспечивая знание углового положения аппарата относительно Земли с точностью лучше 0.1° при произвольной ориентации космического аппарата в диапазоне ±30° относительно направления в надир. Для рассматриваемого примера предполагается, что проведение маневра переориентации космического аппарата требуется не чаще, чем один раз в месяц. При этом космический аппарат должен разворачиваться на угол до 30° за время не более 10 минут и поддерживать ориентацию в развернутом положении в течение не менее 90 минут.

Выбор метода управления ориентацией космического CubeSat. Для космического аппарата CubeSat рассматриваются два варианта управления ориентацией на участке выведения на орбиту. Прежде всего, ракета-носитель может обеспечить прямое выведение космического аппарата на рабочую орбиту. Этот подход упрощает проект космического аппарата, поскольку не требуется реализация специального режима выведения. Альтернативный подход, удобный для малых космических аппаратов, к которым относится и CubeSat, предусматривает использование бортовой однокомпонентной двигательной установки ДЛЯ самовыведения космического аппарата с низкой опорной орбиты на орбиту с заданными параметрами.

В качестве исполнительных органов подсистемы управления ориентацией космического аппарата могут также использоваться магнитные исполнительные органы, кинетические и динамические маховики. В таблице расчетные соотношения приведены основные параметров кинетических И динамических маховиков магнитных исполнительных органов.

Таблица 3.15 - Упрощенные уравнения для определения параметров динамических маховиков, кинетических маховиков и магнитных исполнительных органов

Параметр		Упрощенны	е уравнения	Пример расчета для CubeSat
Момент,		Управляющий	7 1	Для рассматриваемого примера
,		<u>.</u>		1 1
развиваемый		динамического	маховика	КА максимальный внешний
динамическим		должен бі	ыть равен	возмущающий момент равен
маховиком	для	максимальному	ожидаемому	4.3×10-5 Нм. Такой
парирования		внешнему	возмущающему	управляющий момент могут
возмущений		моменту с	некоторым	развивать практически все
		коэффициентом	запаса:	известные динамические
		$T_{\text{дм}} = T_{\text{в}} \times K_{\text{запаса}}$		маховики. Поэтому выбор
				маховика должен производиться
				не по возмущениям, а по запасу
				кинетического момента либо по
				управляющему моменту для
				режимов переориентации.

Продолжение таблицы 3.15

* * * * * * * * * * * * * * * * * * *	
момента для определению запаса КА максимальный вне	111.6000
	имера
	ешний
динами пекого кинети-пекого можента возмущающий момент	равен
маховика маховика, H, является 4.3×10 <sup>-5</sup> Hм. Период обран	щения
интегрирование максимального по орбите высотой 800 км	равен
возмущающего момента, Тв. 101 минуте. Тогда	
Упрощенное уравнение для $H = 4.2 \times 10^{-2}$ Нмс.	
определения запаса Для управления доста	точен
кинетического момента имеет небольшой маховик	c
вид: $H=0.637\frac{T_BT_0}{4}$ , максимальным кинетич	еским
і моментом равным 0.4 Нм	іс. Он
тде 0.037 — среднее обеспечит более	чем
квадратичное значение девятикратный запас	ПО
синусоидальной функции за кинетическому моменту.	
четверть периода.	****
	ности о 1°
момента для методике определяется запас по ориентации КА, равной	
	равен
	рость
TT	будет
возмущающего момента, Н. равна:	
Затем находится $\omega = 0.41$ об/с = 4 об/мин.	
соответствующая ему угловая	
скорость космического	
аппарата: $\omega = H/I$ .	rra 20
Момент, Для разворота с максимальным Для случая разворота КА	
	минут
динамическим половину угла $\theta$ за половину необходимо приложить мо	эмент,
маховиком для времени $t$ ): равный:	
режимов переориентации $\frac{\theta}{2} = \frac{T}{2I} \left(\frac{t}{2}\right)^2$ $T_{\text{дм}} = \frac{4\theta}{t^2} = 5.2 \times 10^{-4} \text{Hm}.$	
переориентации $\frac{1}{2} - \frac{1}{2I} \left( \frac{1}{2} \right)$	
Запас кинетического Точность управления Для заданной точ	ности
момента для ориентацией в каналах крена и ориентации КА, равной	$0.1^{\circ}$ ,
	шнего
маховика кинетического момента возмущающего момента 4	~
тангажного маховика и Нм и периода обращен	
величины внешнего орбите высотой 800 км, ра	
возмущающего момента. 101 минуте, Н = 37.3 Нмс.	
Формула для определения заданная точность ориен	
запаса по кинетическому космического аппарата ра	
моменту для заданной точности $^{\circ}$ , то H = 3.73 Hмс.	
ориентации КА и	
максимального внешнего	
возмущающего момента имеет	
•	
вид: $0.25T_BT_0 = H\theta_{\text{доп}}$ , где $T_B -  $	
вид: $0.25  I_{\rm B}  I_{\it 0} = H \theta_{\rm доп},  {\rm где}  I_{\rm B} - $ максимальный возмущающий	
максимальный возмущающий	
максимальный возмущающий момент, $T_0$ – период обращения,	

Продолжение таблицы 3.15

Параметр	Упрощенные уравнения	Пример расчета для CubeSat
Магнитный момент	Управляющий момент Т	В худшем случае индукция
магнитных	магнитных исполнительных	магнитного поля Земли для
исполнительных	органов создается в результате	рассматриваемого случая будет
органов	взаимодействия их	равна 4.3×10-5 Тл. Магнитный
	собственного магнитного	момент электромагнита будем
	момента $D$ , возникающего при	определять, исходя из
	протекании электрического	необходимости компенсации $D =$
	тока через обмотку	$1 \text{ Am}^2$ ,
	электромагнита, с магнитным	что является небольшой
	полем Земли, которое	величиной. Магнитное поле
	характеризуется индукцией В:	Земли изменяется с двойной
	D = T/B.	орбитальной частотой, поэтому
	Электромагниты системы	максимальный управляющий
	разгрузки должны создавать	момент будет создаваться всего
	момент, равный максимальному	два раза за виток полета.
	возмущению с некоторым	Магнитные исполнительные
	запасом, обеспечивающим при	органы с магнитным моментом
	необходимости восстановление	от 3 $Am^2$ до 10 $Am^2$ смогут
	ориентации.	обеспечить вполне достаточный
		запас по управляемости.

После завершения процесса выбора приборов подсистемы контроля и управления ориентацией космического аппарата необходимо документировать результаты проектирования подсистемы для использования при проектировании других подсистем.

Следующая рассматриваемая подсистема – это подсистема управления и обработки данных. Сложность подсистемы управления и обработки данных космического аппарата в целом определяется путем учета степени сложности параметров функций ключевых отдельных И ДЛЯ телеметрического компонентов, которые оказывают наибольшее влияние на ключевые параметры подсистемы. Пример космического аппарата CubeSat показывает, что его подсистема управления и обработки данных в целом по сложности может быть отнесена к группе простых, за одним единственным исключением. Требование высокой скорости передачи целевой информации от бортовой аппаратуры полезной нагрузки должно быть проанализировано отдельно, чтобы это требование не повлияло на проект космического аппарата в целом. Необходимо оценить влияние этого требования на космический проект. Возможными вариантами решения этой проблемы являются: создание специальной радиолинии для передачи целевой информации от бортовой аппаратуры полезной нагрузки, организация сжатия целевой информации на борту космического аппарата с целью снижения требуемой полосы пропускания телеметрической радиолинии «вниз».

Требования по надежности, заданные для космического аппарата CubeSat, оказывают существенное влияние на проектный облик и стоимость подсистемы управления и обработки данных. Для достижения требуемого

уровня надежности подсистема должна быть полностью резервирована, и должна комплектоваться высоконадежными компонентами класса S.

Рассмотрим бортовую подсистему связи. В таблице 3.16 приведены итоговые характеристики бортовой подсистемы связи космического аппарата CubeSat, полученные на основе расчета энергетического потенциала канала связи, и характеристик основных элементов подсистемы — передатчика и антенны. Эти характеристики включены в обобщенные бюджеты энергопотребления и массы космического аппарата CubeSat

Таблица 3.16 - Характеристики бортовой подсистемы связи космического аппарата CubeSat

Параметр подсистемы связи	Значение для линий
	«вверх» / «вниз»
Рабочая частота, ГГц	2.0 / 2.2
Выходная мощность передатчика, Вт	20
Количество передатчиков и лучей диаграммы направленности	
антенны	1
Ширина главного лепестка диаграммы направленности антенны,	
градусов	140
Диаметр антенны, м	0.1
Масса антенны, кг	1.2
Масса передатчика, кг	2.5
Потребляемая мощность передатчика, Вт	70

Описанная выше система может обеспечить следующее:

- глобальный контроль новых лесных пожаров при помощи нескольких наземных станций,
  - возможность определения положения фронта пожара,
- передачу сообщений о распространении пожара непосредственно пожарным.

# 4. Технико-экономическое обоснование технологии проектирования космического аппарата

#### 4.1 Цель и задачи проекта

Цель технико-экономического обоснования заключается в том, чтобы доказать на примере, что разработка логики и технологии проектирования космических аппаратов является целесообразной с экономической точки зрения. Разработка логики и технологии проектирования космического аппарата дает возможность сделать наиболее оптимальный выбор проектных параметров до начала реализации самого проекта, что позволит реализовать проект с минимальными затратами.

Космический аппарат (КА) — это общее название технических устройств, которые используются для выполнения различных задач в космическом пространстве, выполнения исследовательских и иного рода работ на поверхности различных небесных тел. В данном дипломном проекте более подробно рассматривался такой класс космических аппаратов, как наноспутники.

В данном разделе представлено технико-экономическое обоснование разработки логики и технологии проектирования космического аппарата. Экономическая часть разработки проекта содержит:

- определение расходов на оплату труда разработчиков,;
- определение расходов на техническое обеспечение и разработку;
- определение затрат на потребляемую электроэнергию;
- расчет затрат на социальные нужды;
- расчет цены программного обеспечения с учетом НДС.

Разработка логики и технологии проектирования КА позволит произвести оценку проекта в реальном времени, выявить его достоинства и недостатки и устранить их. Пользователями данной разработки будут сотрудники научно-исследовательского института и студенты университетов. Применение данного продукта значительно облегчит труд и сократит затраты на выполнение работы.

# 4.2 Расчет затрат на выполнение разработки логики и технологии проектирования космического аппарата

Определение затрат на выполнение разработки производится путем составления соответствующей сметы, которая включает следующие статьи:

Материальные затраты;

Затраты на оплату труда;

Отчисления на социальные нужды;

Амортизация основных фондов;

Прочие затраты.

В статью «Материальные затраты» включаются затраты на основные и вспомогательные материалы, энергию, необходимые для выполнения представленного проекта.

# 4.2.1 Расчет затрат на техническое обеспечение проекта

Оборудование, используемое при разработке ПП, количество и цена представлены в таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Перечень оборудования, необходимого для разработки ПП

Наименование	Характеристики	Кол-во	Цена за	Общая
		единиц	ед., тенге	сумма, тенге
Системный	i7-4770 3.4 GHz MB GA-B85M-			
блок	D2V RAM 4 GB 1600 MHz HDD	1	197 405	197 405
	1000 GB DVD±R/-RW ATX400W			
Монитор	LCD 21.5" Black, 1920x1080			
	(LED), 5ms, 200 cd/-m2,	1	42112	42112
	5M:1(600:1), D-Sub			
Клавиатура	Клавиатура и мышь, USB, X-game	4	2 422	2 422
Мышь	XD-1100OUB, Черный	1	2 423	2 423
Всего				241940

Программное обеспечение, используемое в работе, и стоимость представлены в таблице 4.2.

Таблица 4.2 – Перечень программного обеспечения, используемого при

разработке программного продукта

Программное обеспечение	Стоимость, тенге
Операционная система Microsoft Windows 8 Professional, 32 bit	42 680
MATLAB Academic new Product Individual License	218000
Итого	260680

Цены на оборудование и на ПО приведены без учета НДС.

# 4.2.2 Трудовые ресурсы, используемые в работе

Для реализации проекта по разработке логики и технологии проектирования космического аппарата необходимы следующие сотрудники:

- 1. Разработчик;
- 2. Руководитель проекта;

Количество сотрудников, задействованных в разработке имитационной модели, представлено в таблице 4.3.

Таблица 4.3 – Данные о работниках, задействованных в проекте и их заработная плата

Наименование	Количество	Заработная плата, тенге
Разработчик	1	190000
Руководитель проекта	1	220000
Итого	4	410000

### 4.2.3 Определение сроков реализации проекта

Проектирование и разработка программного продукта состоит из этапов и включает следующие виды работ:

- 1-й этап постановка задачи, сбор необходимой информации, разработка структуры дипломного проекта;
- 2-й этап анализ логики и технологии проектирования космических аппаратов;
  - 3-й этап анализ основных стандартов проектирования;
  - 4-й этап разработка логики и технологии проектирования КА;
  - 5-й этап проверка соответствия стандартам, проверка и сдача отчета.

Общее количество недель, необходимых для выполнения каждого этапа реализации проекта, указано в таблице 4.4.

Таблица 4.4 – Этапы и сроки реализации проекта

1 00011112	ца т.т Этаны и сроки реализации проскта	Ответственно	
	Наименование этапа		Количество
		е лицо	недель
1 этап	Постановка задачи	Руководитель	1 неделя
	Подбор и изучение литературы	Руководитель,	2 недели
		разработчик	
	Разработка структуры проекта	Руководитель	1 неделя
2 этап	Анализ логики и технологии проектирования	Разработчик	1 неделя
	космических аппаратов		
3 этап	Анализ основных стандартов проектирования	Разработчик	1 неделя
4 этап	Разработка логики проектирования КА	Разработчик	2 недели
	Разработка технологии проектирования КА	Разработчик	2 недели
5 этап	Составление проектной документации	Разработчик,	1 неделя
		руководитель	
	Проверка соответствия стандартам	Руководитель	1 неделя
	Проверка и сдача отчета	Разработчик,	1 неделя
		руководитель	

График разработки проекта представлен в таблице 4.5.

Таблица 4.5 – График разработки проекта

Наименование этапа			Недели от начала работ								
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	Постановка задачи										
этап	Подбор и изучение литературы										
	Разработка структуры проекта										
2	Анализ логики и технологии										
этап	проектирования космических аппаратов										
3	Анализ основных стандартов										
этап	проектирования										
4	Разработка логики проектирования КА										
этап	Разработка технологии проектирования										
5	Составление проектной документации										
этап	Проверка соответствия стандартам										
	Проверка и сдача отчета										

### 4.3 Затраты на разработку системы

разработку Затраты на системы (производственные затраты) собой представляют единовременные расходы на всех этапах инновационного процесса: исследование, разработка, опытная проверка. Определение затрат на разработку проекта производится путем составления калькуляции плановой себестоимости. В плановую себестоимость включают все затраты, связанные с ее выполнением, независимо от источника их финансирования.

Вся стоимость разработки проекта определяется по формуле 4.1:

$$C\delta = \Phi OT + OcH + A + \Theta + H \tag{4.1}$$

где Сб – себестоимость;

ФОТ – фонд оплаты труда;

Осн – отчисления на социальные нужды;

А – амортизационные отчисления;

Э – затраты на электроэнергию;

Н – накладные расходы.

# 4.3.1 Расчет фонда оплаты труда

Фонд оплаты труда (ФОТ) – это суммарные издержки предприятия на оплату труда всех работников за определенный период, который формируется

из основной и дополнительной заработной платы и определяется по формуле 4.2:

$$\Phi OT = 3_{\text{осн}} + 3_{\text{лоп}}$$
 (4.2)

где  $3_{\text{осн}}$  - основная заработная плата;

3<sub>поп</sub> – дополнительная заработная плата.

На этапах разработки ПП, участники разработки задействованы неравноценно, для этого необходимо рассчитать средний дневной заработок, а затем общий размер заработной платы.

Средний дневной заработок каждого работника рассчитывается по формуле:

$$D = \frac{3\Pi_{M}}{\mathcal{A}_{p}} \tag{4.3}$$

где ЗПм – ежемесячный размер заработной платы, тенге;

Др – количество рабочих дней в месяце (22 дня – пятидневная рабочая неделя).

1. Разработчик: 
$$D = \frac{190000}{22} = 8636$$
 тенге/день

2. Руководитель:  $D = \frac{220000}{22} = 10000$  тенге/день Заработная плата за один час рассчитывается по формуле:

$$H = \frac{3\Pi M}{Д p \cdot \Psi p} \tag{4.4}$$

где ЗПм – ежемесячный размер заработной платы, тенге;

Др – количество рабочих дней в месяце (22 дня – пятидневная рабочая неделя);

Чр – продолжительность рабочего дня, час (при 8-часовом рабочем дне).

1. Разработчик:  $H = \frac{190000}{22.8} = 1080$  тенге/час

2. Руководитель проекта:  $H = \frac{220000}{22 \cdot 8} = 1250$  тенге/час

Длительность цикла в днях по каждому виду работ определяется по формуле:

$$t_{n} = \frac{T}{q_{n} \cdot z \cdot K} \tag{4.5}$$

где Т – трудоемкость этапа, норма-час;

 $q_{n}$  – количество исполнителей по этапу;

КА;

z – продолжительность рабочего дня, z = 8 часов ;

K - коэффициент выполнения норм времени, <math>K=1,1.

Полученную величину  $t_n$  округляю в большую сторону до целых дней:

 $t_1 = \frac{15}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 2$  - руководитель; постановка задачи;

 $t_2 = \frac{\frac{1\cdot8\cdot1.1}{24}}{\frac{1\cdot8\cdot1.1}{1\cdot8\cdot1.1}} \approx 3$  - разработчик; подбор и изучение литературы;  $t_3 = \frac{\frac{24}{1\cdot8\cdot1.1}}{\frac{28}{1\cdot8\cdot1.1}} \approx 3$  - руководитель; подбор и изучение литературы;  $t_4 = \frac{28}{1\cdot8\cdot1.1} \approx 3$  - руководитель; разработка структуры проекта;  $t_5 = \frac{80}{1\cdot8\cdot1.1} \approx 9$  - разработчик; анализ логики и тех технологии проектирования космических аппаратов;

стирования космических аппаратов;  $t_6 = \frac{60}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 7 - \text{разработчик}; \quad \text{анализ} \quad \text{основных} \quad \text{стандартов}$ 

 $t_7=rac{30}{1\cdot 8\cdot 1.1}pprox 3$  - разработчик; разработка логики проектирования КА;  $t_8=rac{35}{1\cdot 8\cdot 1.1}pprox 4$  - разработчик; разработка технологии проектирования

 $t_9 = \frac{15}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 2$  - разработчик; составление проектной документации;  $t_9 = \frac{15}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 2$  - руководитель; составление проектной документации;

 $t_{10} = \frac{12}{1 \cdot 8 \cdot 1.1} \approx 1$  - руководитель; проверка соответствия стандартам;

 $t_{11} = \frac{14}{1\cdot 8\cdot 1.1} \approx 2$  - разработчик; проверка и сдача отчета;

 $t_{12} = \frac{_{14}}{_{1\cdot 8\cdot 1.1}} \approx 2$  - руководитель; проверка и сдача отчета.

Сводные результаты расчета затрат на основную заработную плату работников, задействованных в разработке имитационной представлены в таблице 4.6.

Таблица 4.6 – Сводные результаты расчета затрат на основную заработную

плату

плату							
Наименование работ	Исполнитель	Трудоемкость		Длитель ность цикла, днях	Заработ ная плата за час	Сумма заработной платы, тенге	
		Нормо- % от час общей трудоем кости		ДПЯЛ	работы, тенге		
1 Постановка задачи	Руководитель	15	4,10	2	1250	18750	
2 Подбор и изучение	Руководитель	24	6,56	3	1250	30000	
литературы	Разработчик	24	6,56	3	1080	25920	
3 Разработка структуры проекта	Руководитель	28	7,65	3	1250	35000	
4 Анализ логики и технологии проектирования космических аппаратов	Разработчик	80	21,86	9	1080	86400	
5 Анализ основных стандартов проектирования	Разработчик	60	16,39	7	1080	64800	
6 Разработка логики проектирования КА	Разработчик	30	8,20	3	1080	32400	
7 Разработка технологии проектирования КА	Разработчик	35	9,56	4	1080	37800	
8 Составление проектной	Руководитель	15	4,10	2	1250	18750	
документации	Разработчик	15	4,10	2	1080	16200	
9 Проверка соответствия стандартам	Руководитель	12	3,28	1	1250	15000	
10 Проверка и сдача отчета	Руководитель	14	3,83	2	1250	17500	
	Разработчик	14	3,83	2	1080	15120	
Итого		366	100	43		413640	

Дополнительная заработная плата составляет 10 % от основной заработной платы и рассчитывается по формуле 4.6:

$$3_{\text{доп}} = 3_{\text{осн}} \times 0.1 \tag{4.6}$$

 $3_{\text{поп}} = 413640 \times 0,1 = 41364$  тенге

Таким образом, суммарный фонд оплаты труда составит:

 $\Phi$ OT = 413640 + 41364 = 455004 Tehre

# 4.3.2 Расчет затрат по социальному налогу

Социальный налог составляет 11% (ст. 358 п.1 НК РК) от дохода работника, и рассчитывается по формуле 4.7:

$$C_{H} = (\Phi OT - \Pi O) \times 0.11$$
 (4.7)

где ПО – пенсионные отчисления, которые составляют 10% от ФОТ и социальным налогом не облагаются.

$$\Pi O = \Phi OT \times 0,1 \tag{4.8}$$

 $\Pi O = 455004 \times 0.1 = 45500.4$  Tehre

Размер отчислений на социальные нужды составит:

 $C_H = (455004 - 45500,4) \times 0.11 = 45045,396$  Tehre

# 4.3.3 Расчет амортизационных отчислений

Амортизационные отчисления рассчитываются по формуле 4.9:

$$A_i = \frac{H_A \cdot C_{\text{nep}} \cdot N}{100 \cdot 12 \cdot n} \tag{4.9}$$

где: Н <sub>А</sub> - норма амортизации;

 $C_{\text{пер}}$  – первоначальная стоимость оборудования;

N – количество дней на выполнение работ;

n- количество дней в рабочем месяце.

Норма амортизации  $H_A$  на компьютерную технику и на программное обеспечение составляет 40% от всей стоимости.

Амортизационные отчисления по используемому оборудованию и программному обеспечению составят:

программному обеспечению составят: 
$$A_1 = \frac{{}^{40\cdot 197405\cdot 43}}{{}^{100\cdot 12\cdot 22}} = 12861,2 \text{ тенге} ;$$

$$A_2 = \frac{40.42112.43}{100.12.22} = 2743,7$$
 тенге;

$$A_3 = \frac{40\cdot2423\cdot43}{100\cdot12\cdot22} = 157,9$$
 тенге ;   
  $A_4 = \frac{40\cdot42680\cdot43}{100\cdot12\cdot22} = 2780,7$  тенге ;

$$A_5 = \frac{40\cdot218000\cdot43}{100\cdot12\cdot22} = 14203,03$$
 тенге .   
  $A = 12861,2 + 2743,7 + 157,9 + 2780,7 + 14203,03 = 32746,53$  тенге

# 4.3.4 Расчет затрат на электроэнергию

Так как, в процессе производства используется электрооборудование необходимо рассчитать затраты на электроэнергию. Затраты на электроэнергию для производственных нужд включают в себя расходы электроэнергии на оборудование и дополнительные нужды.

$$\mathfrak{I} = \mathfrak{Z}_{\text{эл.эн.обор}} + \mathfrak{Z}_{\text{доп.нуж}} \tag{4.10}$$

где  $3_{\text{эл.эн.обор}}$  – затраты на электроэнергию оборудования;

3<sub>лоп.нуж</sub> – затраты электроэнергии на дополнительные нужды.

Расходы электроэнергии на оборудование рассчитываются по формуле 4.11:

$$3_{\text{эл.эн.обор}} = W \times T \times S \times K_{\text{исп}}$$
 (4.11)

где W - потребляемая мощность, Вт;

Т -количество часов работы оборудования;

S – стоимость киловатт-часа электроэнергии (1кВтч = 14,36 тенге);

 $K_{\text{исп}}$  - коэффициент использования (  $K_{\text{исп}} = 0.9$ ).

W = 90 BT = 0.09 кВт (мощность ПК);

 $T = 43 \times 5 = 215$  часов;

S = 14,36 тенге.

Сумма затрат на электроэнергию основного оборудования составляет:  $3_{\text{эл.эн.обор}} = 0.09 \times 215 \times 14,36 \times 0.9 = 250,1$  тенге .

Затраты на дополнительные нужды берутся по укрупненному показателю в размере 5% от затрат на оборудование:

$$3_{\text{доп.нуж}} = 0.05 \times 3_{\text{эл.эн.обор}}$$
 (4.12)

 $3_{\text{доп.нуж}} = 0.05 \times 250.1 = 12.5$  тенге

Суммарные затраты на электроэнергию составляют:

 $\Theta = 250,1 + 12,5 = 262,6$  тенге.

# 4.3.5 Расчет накладных расходов

Накладные расходы составляют 50% от всех затрат и рассчитываются по формуле:

$$HP = (\Phi OT + C_{H} + A + 9) \times 0,5 \tag{4.13}$$

Накладные расходы согласно формуле 4.13 составляют:

 $HP = (455004 + 45045,396 + 32746,53 + 262,6) \times 0,5 = 266529,26 \text{ тенге}$ 

Таким образом, в соответствии с формулой 3.1, суммарные затраты по разработке программного продукта составляют:

 $C_6 = 455004 + 45045,396 + 32746,53 + 262,6 + 266529,26 = 799587,8$  тенге

Смета затрат по разработке имитационной модели и структура затрат представлены в таблице 4.7 и на рисунке 4.1.

Таблица 4.7 – Стоимость разработки имитационной модели системы энергоснабжения наноспутника

Наименование статей затрат	Сумма, тенге	Структура затрат, %
ФОТ	455004	51,1
Социальный налог	45045,396	5,1
Амортизационные отчисления	32746,53	3,7
Затраты на электроэнергию	262,6	0,029
Накладные расходы	266529,26	29,9
Дополнительные расходы (20% от ФОТ)	91000	10,2
Итого	890587,8	100

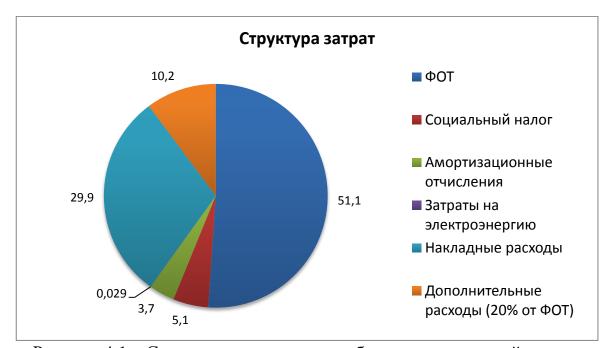


Рисунок 4.1 – Структура затрат по разработке имитационной модели

## 4.4 Цена реализации

Цена реализации программного продукта складывается из его стоимости и прибыли:

$$\coprod = C_{\delta} + \Pi \tag{4.14}$$

где  $C_{\delta}-$  стоимость продукта;

П –прибыль.

При определении первоначальной цены следует задать уровень рентабельности (20%) для реализации программного продукта:

$$\coprod_{\Pi} = C_{\delta} \times (1 + P/100) \tag{4.15}$$

где Р – рентабельность (20%).

Цена реализации готовой продукции рассчитывается по формуле:

где НДС – налог на добавочную стоимость.

НДС рассчитывается по формуле:

$$HДC = Ц_{\Pi} \times 0,12$$
 (4.17)  
 $HДC = 959505,36 \times 0,12 = 115140,6$  тенге .  
 $Ц_p = 959505,36 \times 115140,6 = 1074646$  тенге.

### Вывод

Данный проект создан в первую очередь для университетов и студентов, чтобы создать условия ДЛЯ реализации различных образовательных целей, а также для научных институтов, чья деятельность связана с проектированием космических аппаратов. Разработка логики и технологии проектирования космического аппарата была выполнена с целью создать основу не только для улучшения теоретических познаний студентов, но и для получения практического опыта, в области космической техники и технологий, формирования лабораторной базы и воплощения проектов по конструированию наноспутников студентами университета. проектировании космических аппаратов очень важно знать, каким образом необходимо выбирать цели проектирования, характеристики и параметры космического аппарата, его полезную нагрузку и многие другие проектные данные; как сформировать поэтапный календарный план, предотвратить несоответствия и ошибки качества; именно поэтому я считаю, что данный проект является актуальным и будет интересен многим учебным заведениям предприятиям. Разработка логики И технологии проектирования космического аппарата дает возможность сделать наиболее оптимальный выбор проектных параметров до начала реализации самого проекта, что позволит реализовать проект с минимальными затратами. В данном разделе представлено технико-экономическое обоснование представленного проекта.

В результате экономического расчета затраты на разработку программного продукта составили 799587,8 тенге. Основной статьей расходов является заработная плата, которая составляет 51,1% от всех затрат. На втором месте накладные расходы, которые составляют 29,9% от всех затрат. Цена реализации программного продукта — 1074646 тенге.

Представленная разработка может быть реализована множество раз и в различных вариациях, что подтверждает выгодность данного проекта.

### 5. Безопасность жизнедеятельности

### 5.1 Обеспечение экологической безопасности

Проблемы людей с мусором не заканчиваются на Земле — они следуют за нами в космос. На сегодняшний день одной из самых глобальных экологических проблем в космическом пространстве можно назвать космический мусор — это все, что запущено человечеством на орбиту, но уже перестало ему служить. К таким объектам можно отнести: покинутые космические аппараты (КА) и верхние ступени ракето-носителей, носители для нескольких полезных нагрузок, мусор намеренно выпущенный во время отделения космического аппарата от его ракето-носителя или во время выполнения миссии полета, мусор, созданный в результате взрывов или столкновений космических аппаратов или верхних ступеней, и небольшие частицы краски, отделившаяся от КА при тепловом стрессе или воздействии малых частиц.

С начала космической эры состоялось более 4900 запусков — более 6600 спутников припарковались на орбите. Из них 3600 остаются в космосе, из которых только 1000 функционирует нормально. Примерно 65% орбитального мусора, входящего в каталог, произошло из-за столкновений на орбите.

Общее количество космического мусора сейчас составляет:

- 30 000 обломков больше 10 сантиметров в поперечнике
- 670 000 обломков больше 1 сантиметра
- 170 миллионов обломков больше 1 миллиметра

Среди этих объектов отработанные верхние ступени ракет, списанные или сломанные спутники, пусковые адаптеры, крышки от объективов и даже тонкие медные провода — все, что сопровождает запуск ракеты. Объекты отслеживаются US Space Surveillance Network, которая составляет каталог космического мусора от 5 до 10 сантиметров на низкой околоземной орбите и до 1 метра на геостационарной орбите. Согласно последним данным, предоставленными NASA, более 22000 объектов размером более 4 дюймов (10 см) в настоящее время отслеживается US Space Surveillance Network. Только около 1000 из них представляют собой действующие космические аппараты; остальные объекты — это орбитальный мусор.

Большая часть мусора находится в пределах 1250 миль (2000 км) от поверхности Земли. Количество мусора значительно зависимости от высоты. Наибольшая концентрация мусора находятся вблизи 500-530 миль (800-850 км). На околоземной орбите (ниже 1250 миль, или 2000 км), космический мусор движется вокруг Земли со скоростью от 4 до 5 миль в секунду (от 7 до 8 км / с). Тем не менее, средняя скорость удара мусора c другим космическими объектами приблизительно 6 миль в секунду (10 км / с). Следовательно, столкновение даже с небольшим объектом приведет к выделению значительного количества энергии.

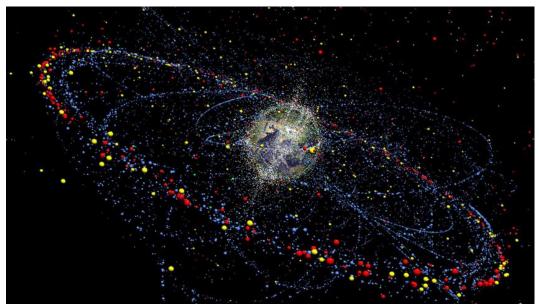


Рисунок 5.1 - Компьютерная модель распределения космических объектов в космосе, согласно описанию NASA 95% из них являются мусором

Космический мусор представляет большую опасность для астронавтов, спутников и космических станций. 10-сантиметровый кусок космического мусора может полностью разбить спутник, а сантиметровый кусочек полностью выведет из строя космический аппарат и пробьет щиты Международной космической станции. Даже миллиметровый объект может вывести из строя некоторые подсистемы.

B 1991 году американский исследователь Дональд Кесслер опубликовал работу, в которой предложил несколько сценариев развития ситуации с космическим мусором. В худшем варианте картина выглядела бы так: насыщение обломками околоземного пространства достигнет такой стадии, когда фактически начнется цепная реакция. Обломки будут образовавшиеся сталкиваться друг с другом, частицы, их столкновений, станут разлетаться в разные стороны, сталкиваясь вновь. В итоге количество обломков будет возрастать, даже если все запуски прекратятся, тем более что эти запуски станут практически невозможными из-за высокого риска потери аппарата и добавления к уже существующему мусору нового.

Происхождение обломков связано не только с издержками космических запусков, но и с сознательной разрушительной деятельностью. В 60-х годах прошлого века, когда космос очень серьезно рассматривался как поле грядущих битв, проводились эксперименты, в ходе которых один спутник направлялся на другой с целью уничтожения аппарата. Такими опытами занимались как американские, так советские исследователи. Все эти краш-тесты проходили на небольших высотах, и обломки от них большей частью уже давно сгорели в атмосфере. Однако насыщение околоземного пространства обломками со временем привлекло внимание международной общественности. В 1993 году проблеме был посвящен доклад генсека ООН, а в 1999 году Комитет ООН по использованию космического пространства

в мирных целях обнародовал руководящие принципы по предупреждению образования космического мусора.

Первое непреднамеренное столкновение двух спутников произошло 10 февраля 2009 года в 776 километрах над Сибирью. Частный американский спутник связи Iridium 33 и российский военный спутник «Космос-2251» столкнулись со скоростью 11,7 км/с. Оба спутника были полностью разрушены и произвели более 2200 отслеживаемых фрагментов. Для сравнения: пассажирский авиалайнер летит в 80 раз медленнее. В 2007 году, в рамках демонстрации силы, китайские военные сбили одну из нерабочих метеорологических станций, случайно выбросив тысячи обломков мусора на орбиту.

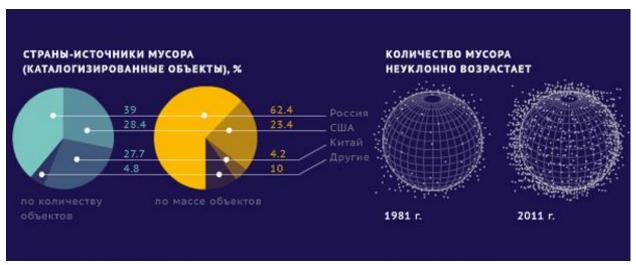


Рисунок 5.2 – Страны – источники мусора

Чем выше высота, тем больше орбитального мусора, как правило, остается на орбите Земли. Осколки, оставленные на орбитах ниже 370 миль (600 км), обычно падают обратно на Землю в течение нескольких лет. На высотах 500 миль (800 км), время орбитального распада часто измеряется десятилетиями. Выше 620 миль (1000 км), орбитальный мусор обычно будет продолжать кружить вокруг Земли в течение века или более. Данная зависимость отражена на рисунке 4.3. Значительное количество мусора, которое падает обратно на Землю, не выдерживает сильного нагревания, которое происходит во время входа в атмосферу. Компоненты, которые выдерживают воздействие температур, скорее всего, попадают в океаны или другие водоемы или на малонаселенные регионы, как канадская тундра, австралийская глубинка, или Сибирь в Российской Федерации. За последние 50 лет большая часть обломков каталогизирована. Ни одна серьезная травма или значительный ущерб имуществу в результате попадания мусора на поверхность Земли не было подтверждено.



Рисунок 5.3 – Зависимость между удаленностью объекта и временем его жизни

При этом мы должны сделать все возможное, чтобы предотвратить появление космического мусора. Во избежание столкновений, например, орбиты всех обломков мусора и возможных целей должны быть известны заранее. К счастью, эта информация предоставляется каталогом U.S. Strategic Command (USSSTRATCOM). Офис Европейского космического агентства, ответственный за космический мусор, предоставляет прогнозы событий и оценку риска столкновений в качестве сервиса для миссий ESA и третьих лиц. Также можно назвать следующие меры противодействия: увеличение срока работоспособности космических аппаратов, пассивация топлива в отработанных ступенях ракет, уменьшение количества конструкционного мусора, совершенствование защиты кораблей, в перспективе — очистка околоземного пространства.

Ученые и инженеры предлагают массу разнообразных стратегий по космического мусора. активной уборке Рассмотрим некоторые ElectroDynamic Debris Eliminator предложенных идей. (EDDE), заключается в том, чтобы отправить в космос спутник, вооруженный сетью и гарпуном. Захватывать спутники и другие объекты, сбившиеся с пути, можно обычной сетью. Этот план недорого стоит, удобен и может выехать с любой миссией на низкую околоземную орбиту. Следующая идея называется Gossamer Orbit Lowering Device, или GOLD System, она была предложена Кристин Гейтс. Концепция использует очень большой и тонкий воздушный шар, который будет оборачивать объект и увеличивать его аэродинамическое сопротивление в несколько сотен раз, тем самым приводя к его падению в атмосферу Земли. Surrey Space Centre работает над HybridSail — системой, объединяющей большой развертываемый отражающий парус с тросами для буксировки объектов с орбиты. Система будет сводить объекты с орбиты за счет аэродинамического сопротивления и обмена импульсом с заряженными тросами и ионосферной плазмой.

Для решения проблемы было выдвинуто множество идей и разработок, но на сегодняшний день многие идеи еще не могут быть реализованы.

# 5.2 Охрана труда и техника безопасности на рабочем месте

Разработка логики и технологии проектирования космического аппарата проводится преимущественно с помощью компьютера, а работа над реализацией проекта и конструированием космического аппарата проходит в лабораторных условиях. В данном разделе я хотела бы рассмотреть вредные и опасные производственные факторы и их источники при работе с компьютером. А также рассмотреть методы защиты от вредных факторов и провести соответствующие расчеты.

Работа с компьютером при решении производственных задач сопровождается наличием следующих вредных и опасных производственных факторов:

- повышенный уровень шума;
- повышенная температура воздуха рабочей зоны;
- отсутствие или недостаточная освещенность рабочей зоны;
- ионизация воздуха;
- статическое электричество;
- электромагнитные излучения;
- опасность поражения электрическим током.

Повышенный уровень шума, связанный с видеодисплейными терминалами (ВДП), оказывает негативное влияние функциональное состояние организма пользователя. Известно, что при длительном его воздействии происходят следующие изменения функционального состояния:

- снижается умственная работоспособность;
- растет зрительное утомление;
- появляются головные боли;
- ослабляется внимание.

Шум является как фактором развития стресса (ухудшается настроение, подавляется эмоциональная сторона), так и фактором, воздействующим на вегетативную систему, нарушается периферическое кровообращение, вызывая спазм капилляров кожного покрова и слизистых оболочек.

Предельно допустимы уровни для высококвалифицированной умственной работы не должны превышать 50 дБ, для точной зрительной работы -65 дБ.

# 5.2.1 Расчет суммарного уровня шума в корпусе ПК

Источниками шума на аэрокосмических предприятиях являются энергетические установки, компрессорные И насосные станции, вентиляционные установки, стендовые испытания двигателей внутреннего сгорания и др. Уровень шума на рабочих местах в производственных помещениях, возникающих OT ЭТИХ источников, обычно значительно Поэтому допустимые значения. при производственных процессов необходимым условием является определение ожидаемых уровней шума на рабочих местах с помощью акустического расчёта и разработки на его основе средств и методов защиты от шума.

В нашем случае рассматривается компьютер. В современные корпуса компьютеров, а точнее в их системные блоки, устанавливается множество вентиляторов, имеющих различный уровень шума. Мы исходим из предпосылки, что корпус не резонирует, в нем нет других источников шума.

Основной характеристикой звукового поля является уровень его звукового давления:

$$N = 20lg \frac{p}{p_0} \quad \text{дБ,} \tag{5.1}$$

где: p — эффективное звуковое давление дин/см2 в контролируемой точке,

 $p_0 - 2 \cdot 10^{-4}$  дин/см<sup>2</sup> (звуковое давление принятое за нулевой уровень).

Уровень звукового давления создаваемого вентилятором  $N_i$  обычно задается в характеристиках вентилятора. Параметр обозначается там как "Noise". Для этого значения по формуле (5.2) можно вычислить эффективное звуковое давление  $p_i$ . Здесь  $N_i$  и  $p_i$  пара- метры i-го источника шума, а i=1,2,... n.

$$p_i = 10^{\binom{N_i}{20}} p_0 \,, \tag{5.2}$$

Звуковое давление нескольких источников суммируется по формуле (5.3). Поскольку в системном блоке все вентиляторы — источники шума расположены на расстоянии много меньшем контрольного расстояния для замера уровня шума (1м) можно считать, что формула (5.3) выполняется с достаточной точностью.

$$N = 20lg \frac{p_1 + p_2 + \dots + p_n}{p_0} \quad \text{дБ,}$$
 (5.3)

 $p_1$ ,  $p_2$ ,...  $p_n$  — эффективное звуковое давление, его можно получить по формуле (5.2) для каждого значения  $N_1$ ,  $N_2$ ,...,  $N_n$ .

N – суммарный уровень звукового давления.

Два вентилятора с уровнем шума 45 дБ и 36 дБ, расположены на расстоянии 20 см. Это значит, что на расстоянии 1м. это практически точечный источник. Поэтому вычисляем эффективное звуковое давление каждого по формуле 5.2.

Получаем:

$$p_1 = 10^{(N_1/20)} p_0 = 10^{(45/20)} 2 \cdot 10^{-4} = 0,0356$$
 дин/м<sup>2</sup>.

Аналогично получаем и для вентилятора с уровнем шума 36 дБ, получим

$$p_2 = 10^{(N_2/20)} p_0 = 10^{(36/20)} 2 \cdot 10^{-4} = 0,0126$$
 дин/м².

 $p_1 + p_2 = 0.0356 + 0.0126 = 0.0482$  дин/м<sup>2</sup>

По формуле 5.3 вычисляем результирующий уровень шума для этих вентиляторов.

$$N=20$$
lg  $(0.0482/2\cdot10^{-4})=47.63$  дБ

В случае применения двух вентиляторов с уровнем шума по 45бд, получим суммарный уровень шума равный 51 дБ.

При использовании регулирования оборотов вентилятора, его уровень шума меняется по закону:

$$N = N_{\text{IIIO}} + 50lg(N_1/N_0) \text{ дБ,} \tag{5.4}$$

Здесь:

 $N_{\rm m1},~N_{\rm m0}$  – результирующий и паспортный уровень шума соответственно;

 $N_1, N_0$  - результирующие и паспортные скорости вращения крыльчатки.

Таблица 5.2 - Уровень шума некоторых источников.

Источник и характер шума	Уровень шума db	
Тихоходный вентилятор Glacial Tech GT1225EBDL1 -950	19	
об/мин	19	
Высокопроизводительный вентилятор AFB1212SHE -3700	53	
об/мин	55	
Тихий парк	20	
Средняя улица	50-60	
Шумная улица	60-70	
Стадион, футбольный матч	75-85	
Самолет на расстоянии 3м	120-130	

В корпусе компьютера установлены вентиляторы:

В блоке питания (БП)  $N_1=17db$ , следовательно по формуле 5.2 получим:

$$p_1 = 10^{(N_1/20)} p_0 = 10^{(17/20)} 2 \cdot 10^{-4} = 0,00142$$

$$p_1 = 0.00142$$

Корпусной  $N_2 = 19db$ 

$$p_2 = 10^{(N_2/20)} p_0 = 10^{(19/20)} 2 \cdot 10^{-4} = 0,00178$$

$$p_2 = 0.00178$$

Видеокарта N3 = 32db

$$p_3 = 10^{(N_3/20)} p_0 = 10^{(32/20)} 2 \cdot 10^{-4} = 0,00796$$

$$p_3 = 0.00796$$

Кулер процессора N4 = 35db

$$p_4 = 10^{(N_4/20)} p_0 = 10^{(35/20)} 2 \cdot 10^{-4} = 0.01125$$

$$p_4 = 0.01125$$

По формуле (5.3) получаем:

$$N_{\text{сум}} = 20 lg \frac{p_1 + p_2 + \dots + p_n}{p_0} = 20 lg \frac{0,00142 + 0,00178 + 0,00796 + 0,01125}{2 \cdot 10^{-4}} = 41 \text{ дБ}$$

$$N_{\text{сум}} = 40,98 \text{ дБ}$$

При этом корпусной вентилятор и вентилятор БП имеют суммарный уровень шума  $N=24~\mathrm{д}$ Б:

$$N_{\text{сум1}} = 20 lg \frac{p_1 + p_2 + \dots + p_n}{p_0} = 20 lg \frac{0,00142 + 0,00178}{2 \cdot 10^{-4}} = 24 \text{ дБ}$$

Суммарный уровень шума вентилятора видеокарты и процессора N=39,6 дБ:.

$$N_{\text{сум2}} = 20 lg \frac{p_1 + p_2 + \dots + p_n}{p_0} = 20 lg \frac{00,00796 + 0,01125}{2 \cdot 10^{-4}} = 39,6 \ дБ$$

Данный расчет был произведен для одного системного блока, внутри которого есть несколько источников шума.

По происхождению шум в помещении делится на механический (нажатии клавиш, работа принтера) и аэродинамический (шум вентилятора в блоке питания ПК).

Уровень шума на рабочем месте оператора ПК в момент работы принтера не превышает 40 дБА согласно его документации. CD-ROM относится к классу высокоскоростных устройств, и создает уровень шума до 45 дБА.

Помимо системного блока на рабочих местах используются монитор, клавиатура и многие другие электроприборы. Уровни звукового давления источников шума, действующих на оператора на его рабочем месте представлены в таблице 5.3.

Tr. ~	- 0	<b>T</b> 7				
Таблина	う í -	-∨nовни зв	VKOROFO	павпения	пазпичных	источников
т иозинци	$\sim$ . $\sim$	J PODIII JD	TODOLO	даржения	passili ilibin	IIVIO IIIIIIOD

Источник шума	Уровень шума дБА	
Жесткий диск	40	
Системный блок	41	
Монитор	17	
Клавиатура	10	
Принтер	45	
Сканер	42	

Обычно рабочее место оператора оснащено следующим оборудованием: винчестер в системном блоке, вентилятор(ы) систем охлаждения ПК, монитор, клавиатура, принтер и сканер.

Уровень шума, возникающий от нескольких некогерентных источников, работающих одновременно, подсчитывается на основании принципа энергетического суммирования излучений отдельных источников:

$$L_{\Sigma} = 10lg \sum_{i=1}^{i=n} 10^{0,1L_i}, \tag{5.5}$$

где Li – уровень звукового давления і-го источника шума;

n – количество источников шума.

Полученные результаты расчета сравнивается с допустимым значением уровня шума для данного рабочего места.

Подставив значения уровня звукового давления для каждого вида оборудования в формулу (5.5), получим:

$$\Sigma$$
L=10·lg(10<sup>4,1</sup>+10<sup>4</sup>+10<sup>1,7</sup>+10<sup>1</sup>+10<sup>4,5</sup>+10<sup>4,2</sup>) = 10·lg(12589,25 + 10000 + 50,12 + 10+ 31622,78 + 15848,93) = 48,5 дБ

Полученное значение не превышает допустимый уровень шума для рабочего места оператора, равный 65 дБ (ГОСТ 12.1.003-83). Поэтому специальных мероприятий для снижения шума в рассматриваемом помещении применять нет необходимости.

### Заключение

Данный дипломном проект посвящен разработке логики и технологии проектирования космического аппарата. Создание любого космических аппаратов основано на разработке проекта и составлении проектной документации, а также обеспечении очень жестких требований по точности выполнения стандартов проектирования. Весь процесс проектирования строится на различных алгоритмах и выборе соответствующих проектных параметров, конструкции и характеристик космического аппарата. Данная разработка позволит на начальных этапах проектирования КА выбрать характеристики, оптимальные проектные параметры поможет И наиболее разработчикам определить подходящие задачи цели проектирования, а значит существенно сэкономит время и ресурсы, необходимые для создания КА. Приведенные в данной дипломной работе данные и примеры станут основой для проектирования КА любого типа, так как они в полной мере описывают каждый этап процесса проектирования.

В данной дипломной работе были рассмотрены основные подсистемы КА, но при проектирование реального аппарата или системы необходимо рассматривать все подсистемы более детально и изучить остальные подсистемы, которые не были рассмотрены в данной работе. Процесс проектирования является трудоемким и энергозатратным, этот процесс требует больших финансовых затрат. В качестве примера рассматривался КА - наноспутник CubeSat, это послужило основой для разработки логики и технологии проектирования. В данной работе были отражены оптимальные условия для создания данного KA CubeSat. Главной целью приведенного в примере проекта является выявление и предотвращение пожаров, а также оповещение людей о возможном возникновении и местах возгорания. Применение такого подхода к созданию системы обнаружения и контроля лесных пожаров выражается в том, что к спутникам предъявляются самые умеренные требования: спутники должны принимать сигналы наземных датчиков и определять их положение с довольно низкой точностью (от нескольких километров до десятков километров). На втором этапе работы (по фронту пожара) объем данных, передаваемых даже несколькими тысячами датчиков, значительно меньше 1 Мбит.

При использовании нескольких спутников обеспечивается избыточность системы, поэтому каждый спутник может быть более простым и менее надежным. Сниженные требования к надежности позволяют применять серийные рыночные компоненты без специальных заказов и испытаний. Это дает возможность покупать более дешевые компоненты и применять более современные и совершенные элементы. При этом можно также сэкономить время, которое затрачивается на поиски отработанных элементов.

Простые требования позволяют создать очень малые спутники, что приводит к значительному снижению затрат на запуск и наземное обеспечение. Транспортирование таких спутников на испытательную базу

или космодром может быть осуществлено коммерческими самолетами (как обычный багаж). Этот пример может послужить основой для реализации настоящего КА с минимальными требованиями, не высокой ценой реализации и дешевой заменой.

В дипломном проекте решены следующие задачи:

- проведен анализ принципов разработки логики проектирования КА;
- определены технические требования и ограничения к КА и их влияние на процесс проектирования;
- проведен анализ принципов разработки технологии проектирования КА;
- разработаны логика и технология проектирования космического аппарата.

# Список литературы

- 1 Козлов Д.И., Аншаков Г.П., Агарков В.Ф. и д.р.: Под ред. Д.И. Козлова. Конструирование автоматических космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1996. 448 с.: ил.
- 2 Agrawal, Brij N. Проектирование геостационарных космических аппаратов. Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, Inc., 1998.
- 3 Зеленцов В.В. Основы баллистического проектирования искусственных спутников Земли: учебное пособие / В.В.Зеленцов, В.П.Казаковцев.- М.: Изд-во МГТУ имени Н.Э.Баумана. 2012.
- 4 Тарасов Е.В., Балык В.М. Методы проектирования летательных аппаратов. М.: Вузовская книга, 2011. 322 с.: ил.
- 5 Гущин В.Н. Основы устройства космических аппаратов: Учебник для вузов. М.: Машиностроение, 2003. 272 с.: ил.
- 6 Проектирование и изготовление аэрокосмических аппаратов: Сборник статей. Под ред. проф. Ю.Ю. Комарова. М.: Изд-во МАИ, 2006.
- 7 CubeSat Design Specification (CDS) REV 13. The CubeSat Program, Cal Poly SLO, 2013.
- 8 Design of Hardware and Software for the Power supply for AAU Cubesat. November 8, 2002.
- 9 James R. Wertz. Space mission analysis and design. W.J. Larson and Microcosm, Inc. Fifth Printing, 1997.
- 10 Белоус А.И., Солодуха В.А., Шведов С.В. Космическая электроника, книга 1. М.: Техносфера, 2015. 696 с.
- 11 Structural Failure Analysis and Prediction Methods for Aerospace Vehicles and Structures. Edited by Sook-Ying Ho. Defence Science and Technology Organisation Edinburgh, SA, Australia, 2014.
- 12 Griffin, Michael D. and James R. French. 1995. Spacecraft Design. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- 13 U.S. Department of Defense. Прогнозирование надежности электронной аппаратуры. MIL-HDBK 217(f), 1991.
- 14 Крамлих А. В. Модульное проектирование микро/наноспутников: Электронный конспект лекций. Самара, Самарский государственный университет, 2010.
- 15 Fraizer, R.E. 1986. HEAO CASE [автоматизация проектирования систем] исследования при проектировании космических аппаратов. AIAA Professional Study Series. TRW Report 26000-100-102. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics
- 16 Guota, A. K., and D. Altshuler. 1989. "Cost Effective Reliability Determination for Spacecraft Design." in Institute for Cost Analysis/National Estimating Society Conference.
- 17 Maini, Anil Kumar. Satellite technology: principles and applications / Anil K. Maini, Varsha Agrawal. Third edition, 2014.
- 18 Гэтланд К., Шарп М., Скиннер Д., Вик Ч., Пирард Т., Дулинг Д., Шнапф А., Джонсон Н., Вудс Д., Льюис Р., Белицкий Б., Паркинсон Р., Бонд А./ Космическая техника. М.: "Мир", 1986, 295 с.

- 19 Грузинов В.П., Грибов В.Д. Экономика предприятия. —2-е изд., допол. Москва, 2001.-259 с.
- 20 Волков О.И., Скляренко В.К. Экономика предприятия: курс лекций, Москва, 2006. 368 с.
- 21 Алексеев С.П., Казаков А.М., Колотилов Н.Н. Борьба с шумом и вибрацией в машиностроении. -М.: Машиностроение, 1997.-208с.
- 22 Каталог шумовых характеристик технологического оборудования (приложение к СНиП II-12-77). М.: Стройиздат, 1988.
- 23 Борьба с шумом на производстве: Справочник /Е.Я. Юдин, Л. А. Борисов, И. В. Гренштейн и др.; под общ. ред. Е. Я. Юдина М.: Машиностроение 1985. 400с. ил.
  - 24 Caйт http://microsat.sm.bmstu.ru
  - 25 Caйт http://12apr.su/books/item/f00/s00/z0000023/st000.shtml