## МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

## Некоммерческое акционерное общество АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ

	«Допущен к защите» Заведующий кафедрой			<del>-</del>
			еная степень, звание)	— 20 <u>/4</u> г.
	•	(подпись)	-	
	дипломн	ый проек	T	
На тему: Исл	ourrobanue MAK	CC and onne	alilhus room	гиная
Huzroopou	<u>ользование РК</u> таньных косии	reckux and	Sapanol.	
Специальность	5B074600 , Koc	uureckas p	respected a Texter	olomá
Выполнил (а)	Корсе чесу Код (Фамилия и инициалы)	зана К	1CC-10-08	
	Фамилия <b>ч</b> і инициалыў дитель <i>Лаізик Е</i>			
Консультанты:		Фамилия и инициалы,	ученая степень, звание)	
то экономическої	й части:	2		
Basur	A conapului	nnenogabom	Pell	·
(Фамилі	я и инициалы, ученая степен « 14	» <i>шонь</i>	20 <u>/4</u> г.	
<i>O</i>	(подпись)			ī.
	жизнедеятельности: В в. К. а.	m H nnnanee	ach	
(Фамили	д ой К. д ян инициалы, ученая степень Джу «11	, звание) » Июнея	20 <b>14</b> r.	· · · ·
	(подпись)			
по применению в	ычислительной техники — 1 В вторие	u nnenopoki	n Dimeret	
(Фамили	4 В старии Динициалы, ученая степень, « /2	звание)	TE HALL	· · · · · · · · · · · · · · · · · · ·
-1	(подпись) « /2	" ULOKER	20 <u>/4</u> Γ.	
	(подпись)			
(Фамили	я и инициалы, ученая степень,	звание)		, , , , , , , , , , , , , , , , , , ,
	<u> </u>		20r.	
	(подпись)	1 1	2	
Нормоконтролер:	Rongpamageur	<u> — Я.                                   </u>	при подоволнии ученая степень, звание)	-
	Rongpamageur	<i> </i>	•	– r.
Нормоконтролер: Рецензент:	Rongpamageur	•	•	r.
	Убратович НОДГ (ПОДПИСЬ)		ученая степень, звание)	- г. г.

Алматы 2014 г.

# министерство образования и науки республики казахстан

# Некоммерческое акционерное общество АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ

Факультет Лепар Энеплети ческией
Факультет <u>Меньо днермети ческий</u> Специальность <u>Яжишческай техника и технологии</u>
Кафедра Лен колицинационных систем
ЗАДАНИЕ
на выполнение дипломного проекта
Студент <u>вожения</u> <u>видана Мансейтовна</u> (фамилия, имя, отчество)  Тема проекта <u>Использование ГНСС для определения кординат</u> недкоорбинальных коминеских апраратов
Тема проекта Использование ГНСС для определения кординат
низкоорбинаминя косинческих опрарамов
утверждена приказом ректора № от «» сентября 20 г.  Срок сдачи законченной работы «» 20 г.  Исходные данные к проекту требуемые параметры результатов проектирования (исследования) и исходные данные объекта  Однине даз рве спутнитов:
Перечень подлежащих разработке дипломного проекта вопросов или краткое содержание дипломного проекта:  Описание низкоорбитамической спитниковых системя Види орбит негох такионаритх спитниковых систем
Виды орбит негостационариях спутненновых систе
Haby ray WOHEHHE CIC MENUS GPS 4 MADHACC
новичационных спутниковах система СР
Trepremerecció pargen CIC
Thepremaraceus pucces Cre
Princasure Ofonygobanus.
Threwkery GRS 4 INVIACE.
· ·

Перечень графического ма	териала (с точным указа	нием обязательн	ых чертежей)
писунок 1 - основные спутника, волици	raparumpu Juun	mureckou of	Dunt
crymenta, bluezu	anotes comopou	<del>yfynnupyio m</del>	er ayın-
had been market	n.lmis Glaun mure A	หมม กทบินวี H	a coscooû
Bug & nenenermule  13 komopius naxogum	es no ockany eny	muery & woom	bemember
c ypobueu mixinieu	2 10 0 0	. d,	
Crumeur cucmeum (	ips ha ondume		5-26.
Crymtert Cucheller	MOHACC Ha optou	ű e	
4	· · · · · · · · · · · · · · · · · · ·		
	·		
			<u> </u>
Рекомендуемая основн	ая литература		(1) (1) (1) (1) (1) (1) (1) (1) (1) (1)
Cucments enymetercoba	i chezu noa neg.	Kaymora Il:	Paguo u
Che 36 19927	0.0		
Carpeol B. B. Mory	el B. U. Trusupt	B.A. Paury	A. H.
Duerra bozuerne	ocmer cucmen chy	mucobou ebe	34 C
now we return bugan	un optum roccum	seekux annap	amob
Corocob B. B. Moryy Corocob B. B. Moryy  " Dyetra boznepre ne pazieny resized bugar  " Sapy Jerekal pag	иоэлектрониса 1. 1	19962	
4			
			TOTOD
Консультанты по проект	у с указанием относяц	цихся к ним разд	Tenor
Desway	Консультант	Сроки	Полпись
Раздел	Fatur A.A.	19.04 - 11.00	
Эконоличе часть	Doceraeb U.K.	1703-1106 14	1 have
B& D	NOCLOURS W.K.	1205 1206 11	ALL THE STATE OF T

# ГРАФИК подготовки дипломного проекта

<b>№</b> п/п	Наименование разделов, перечень разрабатываемых вопросов	Сроки представления руководителю	Примечание	
1	Описание низморбитаминых	20.03-30.03	rang di kacamatan d Kacamatan di kacamatan di kacama	
	cuement	05.04- 15.04		
2	и ГЛОНАСС	20.05 - 30.05		
3	Henrimureckui nochem CJC	16.04-25.04		
4	Описание обопирования	05.04-15.04.		
5	Белопасность Ризнориченьного	30.05 - 05.06		
6_	Энеритический расчет СЛС Описание оборудования Безопасность неизнодентельност Годготовка раздела эконегичка	30.05 - 05.06		
			247	
			•	
			**************************************	
			komon menterioria en la comonidad de la comoni En la comonidad de la comonidad	
		erika erika erika dari dari dari dari dari dari dari dar		
Дата	выдачи задания « <u>10</u> » шсут	20 <u>14</u> Γ.		
аведу	ующий кафедрой			
	(подпись)	(Фамилия и инициалы)		
уков	одитель			
	(подпись)	(Фамилия и	инициалы)	
	ие принял к исполнению	h	4.	
студе		Roocereuge A	»c	
	(подпись)	(Фамилия и	инициалы)	

#### Андатпа

Ұсынылып отырған дипломдық жобада Төмен орбиталы космос аппараттарының координатасын анықтауда ЖНСБ колдану. Жұмыс барысында ГЛОНАСС пен GPS қабылдағышының координатын жоғары дәлдікті позициялаумен есептеу әдісі қолданылады.

Дипломдық жұмыс кіріспеден, алты бөлімнен ,қорытындыдан және әдебиеттер тізімінен тұрады.

Сонымен катар бұл жобада 10 сурет, 16 кестеден және 20 материалдар тізімі қолданылған.Дипломдық жобаның жалпы көлемі 92 беттен тұрады.

#### Аннотация

Данный дипломный проект посвящен Использование ГНСС для определения координат низкоорбитальных космических аппаратов. В работе были рассчитаны координаты одночастотного ГЛОНАСС и GPS- приемника, используя один из методов высокоточного позиционирования.

Работа состоит из введения, шестью главами, заключение и список литератур.

В дипломном проекте использовано 10 рисунка, 16 таблиц и 20 источников литератур. Общий объем составил 92 страниц.

# Содержание

Введение
1.Описание низкоорбитальных спутниковых систем
1.1 Виды орбит негеостационарных спутниковых систем
связи
спутниковыми системами
1.3 Примеры систем «Гонец-Д1», Orbcomm, Starsys ,GlobalStar и
др12
1.4 Необходимость контроля точного местоположения спутников
негеостационарной группировки
1.5 Методы контроля и точность определения местоположения
спутников низкоорбитальных систем15
2 Навигационные системы GPS и ГЛОНАСС
2.1 Навигационная спутниковая система GPS
2.2 Навигационная спутниковая система ГЛОНАСС
2.3 Точность определение координат при совместном
использовании GPS и ГЛОНАСС29
3 Энергетический расчет СЛС
3.1 Энергетический расчет линии от навигационных
спутников до низкоорбитального КА
3.2 Энергетический расчет от низкоорбитального КА до земной
станции
4 Описание оборудования
4.1 Приемники GPS и ГЛОНАСС60
4.2 Система передачи информации с НКА в центр управления
полетами
5. БЖД71
6. Экономика
Заключение
Список литература92

#### Введение

В настоящем изобретении предлагается система негеостационарных спутников, запуск которых на орбиту и использование которых позволяет существенно увеличить пропускную способность глобальной системы спутниковой связи без создания помех в работе уже существующих на геостационарном кольце, находящихся **УПРОСТИТЬ** сопровождение спутников. В одном из вариантов осуществления изобретения предлагаемая в нем система содержит первое и второе множества спутников, находящихся на наклоненных эллиптических орбитах, при этом орбиты спутников каждого их множества образуют в проекции на поверхность повторяющуюся трассу, по которой эти спутники ежедневно проходят над одними и теми же точками Земли. В предпочтительном варианте показатель среднего движения спутников по их орбитам равняется 3, т.е. спутники делают за сутки три полных витка вокруг Земли по их орбитам, однако в принципе показатель среднего движения может иметь и иные целочисленные значения, например равняться 2 или 4.

Структура орбитальных плоскостей определяет баллистические параметры многоспутниковой системы, которые существенно зависят от взаимного расположения КА в орбитальной группировке. В настоящее время в ССС используются два типа ОГ — некорректируемая и корректируемая.

### 1.Описание низкоорбитальных спутниковых систем

### 1.1 Виды орбит негеостационарных спутниковых систем связи

Краткое изложение сущности изобретения.

Каждый движущийся по своей орбите спутник имеет установленную на его борту аппаратуру связи с наземными станциями. Аппаратура связи, установленная на каждом входящем в состав предлагаемой в изобретении системы спутнике включается или переводится в активное состояние (например, запитывается) только на некотором орбитальном участке, на котором спутник находится вблизи апогея, т.е. вблизи той точки орбиты, в которой ее высота является наибольшей, и на котором он движется с наименьшей скоростью относительно наземных станций. Указанный участок орбиты, на котором спутник остается в активном состоянии, предпочтительно расположен симметрично ПО обе стороны OT апогея предпочтительном варианте, в котором показатель среднего движения спутника по орбите равен 3, каждый из спутников остается вблизи апогея его орбиты в активном состоянии, т.е. с включенной аппаратурой связи, в течение 4 ч, что составляет 50% от полного периода его обращения по орбите.

Каждая из трасс спутников имеет несколько активных дуг, каждая из которых соответствует указанному выше участку орбит спутников, на которых установленная на них аппаратура связи включена и обеспечивает возможность связи с наземными станциями. Орбиты спутников первого их множества имеют такую конфигурацию, что каждая из активных дуг первой трассы начинается и заканчивается в точках, расположенных по долготе на одном и том же меридиане. Соблюдение подобного условия обеспечивается за счет выбора такого аргумента перигея, при котором орбиты спутников "отклоняются" к экватору, в результате чего апогей орбит спутников располагается по широте примерно на 40°. "Аргумент перигея" представляет собой один из орбитальных параметров, отражающий угловое положение спутника в плоскости орбиты, в котором он достигает перигея. При значениях аргумента перигея в интервале от 0 до 180° перигей расположен в северном полушарии, а охватываемая спутником зона обслуживания находится соответственно в южном полушарии. И наоборот, при значениях аргумента перигея в интервале от 180 до 360° перигей расположен в южном полушарии, а охватываемая спутником зона обслуживания находится в северном полушарии.

Аргумент перигея орбит спутников второго их множества в свою очередь представляет собой дополнительный угол аргумента перигея орбит спутников первого их множества, в соответствии с чем орбиты спутников второго их множества "отклонены" к экватору на ту же величину, но в противоположную по долготе сторону. Орбиты спутников второго их множества имеют далее

такую конфигурацию, что каждая из активных дуг второй трассы начинается в точке, совпадающей с точкой, в которой заканчивается одна из активных дуг первой трассы, и заканчивается в точке, совпадающей с точкой, в которой начинается эта же активная дуга первой трассы. В результате активная дуга первой трассы и соответствующая активная дуга второй трассы образуют в паре, если смотреть из точки, в которой расположена наземная станция, замкнутую линию или замкнутую фигуру. В предпочтительном варианте, в котором показатель среднего движения спутников по их орбитам равен 3, имеется три таких образованных парой активных дуг замкнутых линий, отстоящих друг от друга по окружности земного шара на равные угловые интервалы в 120°.

В одном из вариантов осуществления настоящего изобретения в состав предлагаемой в нем системы, помимо объединенных в группы спутников, обычно входит также множество наземных станций, каждая из которых оснащена аппаратурой связи, обеспечивающей возможность связи с аппаратурой связи, установленной на каждом из спутников первого и второго их множеств, и каждая из которых расположена на земле в положении, из которого она способна сопровождать спутники, движущиеся по одной из первых и движущиеся по одной из вторых активных дуг, имеющих совпадающие начальные и конечные точки.

В соответствии с другим вариантом осуществления изобретения орбиты спутников первого и второго их множеств имеют такую конфигурацию, что в любой момент либо на каждой из активных дуг первой трассы, либо на каждой из активных дуг второй трассы находится по меньшей мере один спутник. При этом на двух трассах предпочтительно находится одинаковое спутников, a орбиты спутников имеют конфигурацию, что в тот момент, когда один спутник достигает конца активной дуги одной трассы и переводится в неактивное состояние, другой спутник находится в начале или вблизи начала соответствующей активной дуги другой трассы и переводится в активное состояние. Оба спутника в точке их смены должны находиться достаточно близко друг к другу, чтобы наземная станция могла отслеживать как бы один единственный активный спутник, небосводу по движущийся над ней по замкнутой траектории, необходимости прерывания с ним связи и без необходимости поворота в новое положение при смене спутников и при переключении с одного из них на другой. Вместе с тем параметры орбит спутников, движущихся соответственно по первой и второй трассам, предпочтительно подбирать с таким расчетом, чтобы в точках пересечения трасс спутники находились в пространстве на достаточном удалении друг от друга во избежание их физического столкновения.

Спутники, движущиеся по каждой из трасс, предпочтительно разнесены между собой по средней аномалии на одинаковую величину, что позволяет увеличить до максимально возможного количество одновременно находящихся в активном состоянии спутников. "Средняя аномалия"

представляет собой ту выражаемую в градусах дробную часть от всего периода обращения спутника по орбите, которая отсчитывается с момента прохождения спутником через перигей. Так, например, значение средней аномалии для спутника с 8-часовым периодом обращения по орбите составляет 90° через два часа после прохождения через перигей (четверть периода обращения).

Для обеспечения непрерывной связи при рабочем цикле, равном предпочтительно 50%, на каждой трассе должно иметься минимум три удаленных друг от друга на равное угловое расстояние спутника. Увеличение количества движущихся по двум трассам спутников их добавлением базовыми группами по шесть спутников в каждой позволяет дополнительно увеличить пропускную способность спутниковой системы связи. В предпочтительном варианте орбитальные параметры позволяют использовать до 12 спутников на каждой активной дуге трассы при минимальном угловом расстоянии между спутниками по меньшей мере в 2°.

В соответствии еще с одним вариантом осуществления изобретения высота орбиты каждого из входящих в состав предлагаемой в нем системы спутника меньше высоты орбиты геостационарных спутников. Преимущество этого варианта осуществления изобретения состоит в возможности уменьшить размеры и массу спутника при заданной пропускной способности системы связи, снизить требования к выведению спутника на орбиту и уменьшить задержку в передаче сигнала при связи через спутник. Помимо этого, для запуска спутника на эллиптическую орбиту требуется меньше энергии по сравнению с выведением спутника на круговую орбиту, что позволяет дополнительно снижать затраты на ракету-носитель.

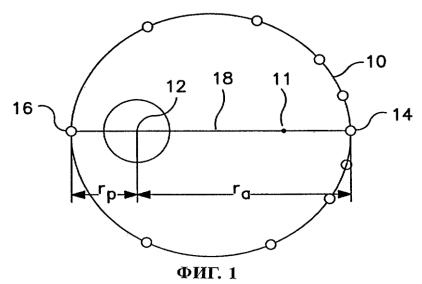
Для сведения, к минимуму возмущающего воздействия, обусловленного формой Земли, согласно настоящему изобретению спутники предпочтительно далее выводить на орбиты с критическим наклонением в 63,4°. При таком угле наклонения плоскости орбиты обеспечивается стабильность эллиптической орбиты, апогей которой всегда остается на той же широте в одном и том же полушарии.

В соответствии со следующим вариантом осуществления настоящего изобретения орбиты спутников имеют такую конфигурацию, что участок орбит, на котором установленная на этих спутниках аппаратура связи включена и обеспечивает возможность связи, удален от плоскости земного экватора по меньшей мере на заданное расстояние. Подобная особенность позволяет избежать потенциальной возможности создания помех в работе существующих спутников, находящихся на геостационарном кольце, и повторно использовать для связи через предлагаемую в изобретении систему негеостационарных спутников частоты, выделенных для систем связи через геостационарные спутники.

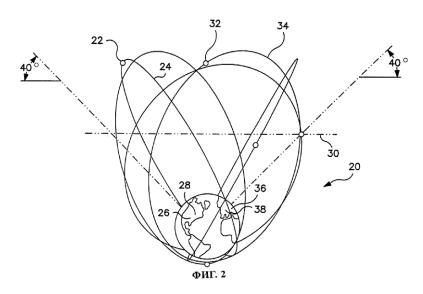
Согласно еще одному варианту осуществления настоящего изобретения каждый спутник имеет систему энергоснабжения, позволяющую генерировать энергию в количестве, которое, когда установленная на спутнике аппаратура

связи включена и обеспечивает возможность связи, меньше необходимого и которое, когда установленная на спутнике аппаратура связи отключена и не обеспечивает возможность связи, больше необходимого. Подобная система энергоснабжения позволяет далее накапливать избыточное количество энергии, генерируемое в период, когда установленная на спутнике аппаратура связи отключена и не обеспечивает возможность связи, и использовать в последующем накопленную энергию в дополнение к генерируемой энергии для запитывания аппаратуры связи в период, когда она включена и обеспечивает возможность связи. В предпочтительном варианте, в котором рабочий цикл спутника составляет 50% от всего периода его обращения по орбите, подобная схема энергоснабжения спутника обеспечивает рациональное использование энергии и позволяет значительно уменьшить массу спутника.

В соответствии еще с одним вариантом осуществления изобретения количество спутников в предлагаемой в нем системе можно увеличить с получением дополнительных пар трасс, имеющих ту же форму, что и первая и вторая трассы, но смещенных относительно них по долготе на некоторую заданную величину. Величина такого смещения по долготе такова, что в любой момент времени каждый из спутников, находящихся на активных дугах этих дополнительных пар трасс, удален по меньшей мере на некоторое заданное угловое расстояние от любого из спутников, находящихся на активных дугах других пар трасс. В предпочтительном варианте, в котором показатель среднего движения спутников по их орбитам равняется 3, а рабочий цикл спутников составляет 50% от всего периода их обращения по орбитам, предлагается использовать четыре пары трасс, имеющих в общей сложности 24 активные дуги (т.е. 12 замкнутых линий, образованных парами активных дуг) в каждом полушарии или 48 активных дуг по всему миру. Если на каждой активной дуге будет находиться максимальное количество спутников, равное 12, то общее число соответствующих слотов, доступных для размещения негеостационарных спутников, составит в предлагаемой в изобретении системе 576, что при минимальном угловом расстоянии между спутниками в 2° более чем втрое превышает количество спутников, находящихся на существующем геостационарном кольце.



на фиг.1 - основные параметры эллиптической орбиты спутника, вблизи апогея которой группируются спутники.



на фиг.2 - вид в перспективе пяти эллиптических орбит, на каждой из которых находится по одному спутнику, в соответствии с уровнем техники.

# 1.2 Диапазоны частот, используемые негеостационарными спутниковыми системами

Диапазоны частот, используемые в спутниковых системах связи и вещания. Спутниковые системы связи начали создаваться в то время, когда все основные диапазоны частот уже были распределены между наземными радиосистемами. Вследствие этого спутниковые системы связи должны работать в условиях, когда в выделенных для спутниковой связи полосах частот работают другие радиосистемы, в основном радиорелейные системы связи.

С целью упрощения спутникового ретранслятора его полосы частот на передачу и прием разделены большим защитным промежутком, поэтому для спутниковой системы связи указываются два диапазона частот: на передачу и

на прием. Более высокая частота используется в радиолиниях "Земля-Космос", а более низкая частота — в радиолиниях "Космос-Земля". В технической литературе широко используются также буквенные литеры диапазонов частот, взятые из радиолокации (табл.1). Точное разбиение выдерживается диапазонов частот ПО литерам не всегда В порядке возрастания укажем основные диапазоны частот для спутниковых систем связи вещания. 1. 0,24-0,4 ГГц. Диапазон частот используется для мобильных систем связи военного назначения, в первую очередь для военно-морского флота и военновоздушных 2. 1,5/1,6 ГГц. В этом диапазоне частот выделена полоса частот шириной 29 МГц для создания спутниковых систем связи с мобильными объектами: морскими и воздушными судами, автомобилями, для персональной связи. Наиболее крупной системой этого диапазона частот является глобальная международная (с участием России) спутниковая система связи INMARSAT базе геостационарных на 3. 1,9/2,1; 1,6/2,5 ГГц. Полосы частот шириной порядка 30 МГц в этом низко и среднеорбитальных диапазоне частот выделены для мобильной персональной И 4. 4/6 ГГц. Диапазон частот выделен для создания глобальных и региональных сетей связи со стационарными земными станциями на базе геостационарных КА. Полоса частот составляет 800 МГц. В настоящее время этот диапазон перегружен, и новые системы связи фиксированной спутниковой службы создаются более высоких диапазонах частот. 5. 7/8 ГГц. Диапазон частот с полосой 500 МГц используется для военных стационарными мобильными связи И 6. 11/14 ГГц. Диапазон частот с полосой 800 МГц выделен для создания сетей связи со стационарными станциями. В этом диапазоне разрешено также создание на вторичной основе сетей связи с мобильными терминалами, за исключением самолетов. В этом диапазоне частот создаются в основном национальные или региональные системы связи. К настоящему времени этот близок диапазон насыщению. 7. 12 ГГц. Каналы "Космос-Земля" в полосе 800 МГц выделены для геостационарных систем непосредственного теле- и радиовещания на стационарные персональные приемники. 8. 20/30 ГГц. Диапазон частот с полосой 2,5 ГГц выделен для создания геостационарных и негеостационарных систем связи со стационарными и

# 1.3 Примеры систем «Гонец-Д1», Orbcomm, Starsys ,GlobalStar и др.

мобильными терминалами, кроме самолетов.

Структура орбитальных плоскостей определяет баллистические параметры многоспутниковой системы, которые существенно зависят от взаимного расположения КА в орбитальной группировке. В настоящее время в ССС используются два типа ОГ — некорректируемая и корректируемая.

Для некорректируемой ОГ баллистические параметры орбит выбираются так, чтобы заданное время ожидания сеанса связи обеспечивалось без коррекции орбиты. Увеличение числа КА в некорректируемой элементов незначительно сокращает время ожидания. Для таких ОГ характерны малая масса КА, низкое энергопотребление, более низкие требования к точности ориентации. Все эти особенности некорректируемой ОГ играют решающую роль при создании легких и недорогих КА. Некорректируемая ОГ используется преимущественно в системах, рассчитанных на передачу пакетов («Гонец-Д1», Orbcomm, GlobalStar Для одиночного КА на низких экваториальных орбитах период обращения Т изменяется в пределах от 90 до 127 мин. Соответственно, максимальная продолжительность сеанса связи на экваторе составляет от 9 до 31 мин при высотах от 270 до 2 тыс. км. Что же касается полярных орбит, то максимальная продолжительность сеансов на широтах 50—600 составляет от 8 до 15 мин для высот от 800 до 1500 км. В качестве примера рассмотрим параметры сеансов связи системы Orbcomm (табл. 9). Если до широты 500 средняя продолжительность сеанса связи составляет около 10 мин, а среднее время ожидания 3—4 мин, то с увеличением широты перерывы между сеансами связи тоже растут — наиболее длительное ожидание сеанса (81,9) мин) наблюдается на широте 650. Дело в том, что на данных широтах наземные станции не попадают в оптимальную зону радиовидимости. Чтобы снять это ограничение, разработчики системы Orbcomm пересмотрели первоначальную концепцию построения системы относительно числа спутников: намечено увеличить его с 28 до 48.

Таблица 2. Параметры сеансов связи системы Orbcomm (ОГ из 28 КА)

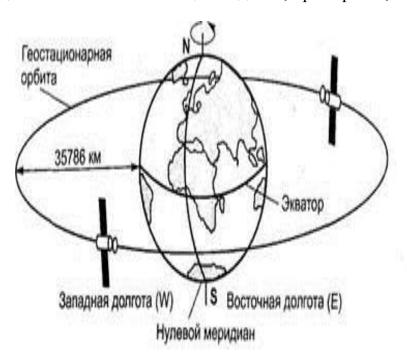
Показатель	Значение параметра				
Широта, 0	45	50	55	60	65
Число сеансов в сутки	1143	993	726	392	129
Средняя длина сеанса, мин	10,8	9,4	7,9	5,9	8,1
Суммарное время радиовидимости, %	79,4	69	50,4	27,2	9
Число перерывов в сутки	297	447	714	1048	1311
Продолжительность перерывов, мин	2,8	4,2	7,8	15,9	81,9
Суммарное время перерывов, %	20,6	31	49,6	72,8	91
Глобальная доступность, %	81	70	53	32	17

Так, система Globalstar (высота 1400 км, наклонение 520) рассчитана на обслуживание территорий в средних широтах (от 720 ю.ш. до 720 с.ш.), где она обеспечивает практически постоянное двукратное покрытие земной поверхности. По этому показателю Globalstar существенно отличается от

конкурирующей сети Iridium — там структура космического сегмента оптимизирована для однократного покрытия территорий. Что же касается системой Globalstar вообше высокоширотных регионов, они России действия Globalstar обслуживаются. вне 30НЫ остаются труднодоступные северные районы и трасса Северного морского пути.

# 1.4 Необходимость контроля точного местоположения спутников негеостационарной группировки

Местоположение негеостационарного спутника ограничено так называемыми радиационными поясами Ван-Аллена, пространственными заряженных частиц, которые были «захвачены» магнитным полем Земли. Первый из устойчивых поясов высокой радиации находится примерно на высоте 1500 км от поверхности планеты, его размах – несколько тысяч километров. Второй пояс – с такой же высокой интенсивностью (10 000 имп./с), находится в пределах 13000–19000 км от Земли. Своеобразная «трасса» для средневысотных спутников располагается между первым и вторым радиационными поясами, то есть на высоте 5000-15000 км. Эти слабее геостационарных, поэтому ДЛЯ полного поверхности Земли необходима орбитальная группа из 8-12 спутников (например, Spaceway NGSO, ICO, «Ростелесат»); каждый спутник находится в зоне радиовидимости наземной станции недолго, примерно 1,5-2 ч.



# 1.5 Методы контроля и точность определения местоположения спутников низкоорбитальных систем.

Одним из новых направлений развития спутниковой связи с начала 90-х годов стали системы связи на базе низкоорбитальных КА. К низкоорбитальным спутникам LEO (Low Earth Orbit) относятся КА, высота орбит которых находится в пределах 700— 1500км. Низкоорбитальная группировка может содержать от одного до нескольких десятков малых спутников массой до 500 кг. Для охвата связью большой территории Земли применяют орбиты (на которых могут находиться несколько КА, лежащие в различных плоскостях. Повышенный интерес к низкоорбитальным системам спутниковой связи объясняется возможностью предоставления услуг персональной связи, включая радиотелефонный обмен, при использовании сравнительно дешевых спутниковых терминалов. Низкоорбитальные малогабаритных позволяют обеспечить бесперебойную связь с терминалами, размещенными в любой точке Земли, и практически не имеют альтернативы при организации связи в регионах со слаборазвитой инфраструктурой связи и низкой плотностью населения. Одним преимуществ, способствующих главных развитию

спутниковой низкоорбитальных систем связи, является биологической фактор. Так, для обеспечения требований биологической защиты человека от излучения СВЧ, рекомендуемый уровень мощности непрерывного излучения радиотелефона должен составлять не более 50 Мвт. Эффективный прием сигнала такой мощности, например, геостационарным спутником сопряжен со значительным усложнением КА, развертыванием больших антенн и точным их позиционированием. Для низкоорбитальных спутниковых систем длина радиолиний во много раз меньше, и проблема создания многолучевых антенн менее остра. К этим системам относятся, прежде всего, системы Iridium и Globalslar, создаваемые зарубежными консорциумами при ведущей роли компаний-производителей, Motorola/Lockheed крупных как Oualcomm/Loral соответственно.

Низкоорбитальные системы рассматривались специалистами на заре становления спутниковой связи, но до недавних пор не пользовались широкой популярностью. На то имелся ряд причин, среди которых не последнее место занимает определенная инерция взглядов и суждений, согласно которой спутник «должен быть виден долго и непрерывно», а лучше всего «быть неподвижным для наблюдателя», т. е. находиться на геостационарной орбите. Правда, за последнее десятилетие было создано несколько низкоорбитальных систем, но для ограниченного применения, связанного, главным образом, с передачей коротких и относительно редких сообщений (примером может служить первый проект российской систем «Гонец-Д». И лишь заманчивая идея глобальной персональной связи, основанной на современной технологии, возродила интерес к низкоорбитальным спутниковым системам.

### 2 Навигационные системы GPS и ГЛОНАСС

### 2.1 Навигационная спутниковая система GPS

GPS - это аббревиатура названия глобальной навигационной спутниковой системы определения местоположения Global Position System. GPS-система состоит из некоторого количества специально разработанных низкоорбитальных спутников, которые служат для определения точных координат.

Принцип определения координат заключается в одновременном измерении расстояния до нескольких спутников с известными параметрами их орбит на каждый момент времени и последующем вычислении по измененным расстояниям своих координат, при этом таких спутников должно быть не менее трех.

Первоначально система GPS навигации была разработана, как это часто бывает, для военных целей, но постепенно стало ясно, что она может успешно применяться и для решения ряда гражданских задач, например, морской или автомобильной навигации, о которой мы поговорим отдельно.



Рисунок – 2 Спутник системы GPS на орбите

### Как работает GPS?

Над планетой на высоте 20 000 километров вращаются 24 спутника американской системы NAVSTAR. Задача всех этих спутников - непрерывная передача своего идентификационного номера и точного времени, которое отсчитывается по атомным часам, установленным на каждом спутнике. При излучении сигнала используется фазовая модуляция, использование которой совместно с шумоподобным типом сигнала позволяет применять передатчики относительно малой мощности, избавиться от многих помех, возникающих при преодолении немаленького расстояния от спутника до GPS-приемника при прохождении через слои атмосферы, и многих других природных и искусственных помех, встающих на пути сигнала.

Для того чтобы определить координаты любой точки в пространстве, необходимо знать координаты как минимум трех спутников и расстояние от спутников до искомой точки. Если все это известно, то точка пересечения трех сфер вращения, образованных их радиусами длиной в расстояние от спутника до GPS-приемника, и есть местоположение точки в пространстве. Путем математических несложных вычислений эта информация преобразовывается в любую систему координат. Остается единственная задача - узнать расстояние от спутника до GPS-приемника. Траектории всех спутников рассчитаны с огромной точностью на десятки лет вперед, т.е. в любой момент времени известно, где и какой спутник находится. Это необходимо для синхронизации точного времени спутников с обычными часами GPS-приемника. Как только время синхронизировано, начинается непосредственное определение расстояния до спутников. Еще из курса школы известно, что, зная скорость и время, всегда можно найти расстояние. Скорость распространения сигнала, опять же, известна заранее с достаточной точностью, время посчитать не составляет труда, т.к. известно с точностью атомных часов, во сколько сигнал был отправлен спутником и во сколько он был принят GPS-приемником. Все неизвестные найдены, остается измерить расстояния еще несколько сотен раз для достижения заданной точности.

вышесказанное, мы видим, что для определения местоположения в двумерном пространстве (т.е. по широте и долготе) необходимо получить сигналы минимум от 3-х спутников. К счастью, сегодня количество GPS-спутников достаточно велико даже для того, чтобы в любой точке земного шара определить не только двумерные, но и трехмерные координаты - широту, долготу и высоту над уровнем моря. Для этого нужно получать сигналы минимум от 4-х спутников. При этом, чем больше спутников "видит" Ваш GPS-приемник, тем точнее он может определить местоположения вплоть до максимального определяемого точностью системы. Из этого, в частности, следует, что точность работы GPS-навигатора снижается, если сигналы от некоторых спутников экранируются местными предметами (рельефом деревьями с плотной кроной, высокими зданиями и т.п.).

Способ радиообмена между спутниками и GPS-приемником также достаточно необычен. Дело в том, что все спутники вещают одновременно на одной и той же частоте. Для того чтобы GPS-приемник мог определить, от какого спутника исходит данная информация, бортовые передатчики посылают в составе своего сигнала стандартный идентификационный код, который сравнивается с кодами, находящимися в памяти приемника. Таким образом независимо от того, сколько и каких спутников находятся в поле зрения приемника, последний может без труда идентифицировать источники сигналов. Такой подход не только упрощает схему GPS-приемника, но и, несмотря на малый уровень радиосигналов, позволяет использовать в них малогабаритные приемные антенны.

Как известно, спутниковая GPS-система оплачивается и контролируется Департаментом обороны США, который зарезервировал предельную точность исключительно для своих военных целей. Для этого передаваемый спутниками сигнал кодируется с помощью специального Р-кода, который может быть декодирован только военными GPS-приемниками. В дополнение к этому в сигналы времени от спутниковых атомных часов добавляется случайная ошибка, которая искажает полученные значения координат. В результате точность гражданских GPS-приемников ухудшается в несколько раз по сравнению с военными. Если бы была хоть какая-нибудь возможность сигналы спутников, GPS-навигация желающих принимать наверняка была бы платной. Но, учитывая, что на данный момент развития науки это невозможно в принципе, и то, что после запуска спутников практически никаких расходов на поддержание их в рабочем состоянии не требуется, система оставалась, остается и останется бесплатной.

Что такое альманах и эфемерида? Давайте попробуем разобраться, но по порядку. Спутники постоянно передают два типа данных: альманах и эфемериду.

- **Альманах** данные об орбитах всех спутников. Каждый спутник передает альманах для всех спутников. Эти данные не всегда точны и обновляются примерно один раз в несколько месяцев.
- Эфемерида сравнительно более точные данные об орбите спутника. Часы корректируются отдельно для каждого спутника, что очень важно для максимально точного позиционирования, а каждый спутник передает только собственную эфемериду. Достоверность этих данных определяется особенностями конкретного спутника, а сами данные актуальны в течение короткого времени от 30 минут до 4-6 часов. Каждый набор эфемерид имеет свой индикатор, сообщающий о том, как долго эти данные будут оставаться актуальными. Эфемериды передаются спутником каждые 30 секунд. Такой промежуток времени выбран для того, чтобы GPS-приемники успевали принимать и обрабатывать эту информацию.

Когда вы включаете GPS-приемник, он начинает искать спутники там, где, по его мнению, они должны находиться. Это мнение основывается на альманахе и текущем времени, и, исходя из этих данных, приемником выбираются спутники для первоначального поиска. Эфемериды принимаются от каждого спутника, видимого приемником, проверяются на достоверность и достаточность информации для определения координат.

Если питание приемника выключить и сразу же включить, эфемериды будут считаться актуальными, и приемник быстро найдет спутники, так как ему нет необходимости обновлять данные. Такая ситуация называется «теплый» старт. Если же эфемериды устарели, GPS-приемник начнет заново собирать новые эфемериды для всех спутников с устаревшими данными, хотя в реальности GPS-приемники постоянно собирают свежие эфемериды.

Рассмотрим ситуацию, когда на момент включения приемника «свежие» эфемериды были менее, чем для трех спутников — в таком случае определение координат местоположения станет невозможным, пока не будет пойман хотя бы еще один дополнительный спутник.

Если приемник перемещается, например, находясь в автомобиле, то сбор эфемерид займет более длительное время, чем при неизменном местоположении, а если GPS-приемник увезти на расстояние нескольких сотен километров в выключенном состоянии, или если в нем сбилось точное время, то эфемериды окажутся недостоверными, и приемник попытается найти спутники там, где их уже нет.

Когда вы приобретаете GPS-приемник и включаете его в первый раз, то он «находится в растерянности», потому что не знает, где находится. Чтобы определить свое местоположение, приемник начинает сканировать частоту в поисках сигналов спутников. Такой процесс принято называть «холодным» стартом. Холодный старт состоит из поиска спутника, декодирования получаемых сигналов и проведения необходимых расчетов, что в совокупности может занимать от 5 до 20 минут. Точная продолжительность процесса зависит от множества факторов, которые включают количество видимых спутников и алгоритм поиска, реализованный в отдельно взятой модели.

Если же приемник знает свое местоположение, то процесс определения местоположения сокращается в несколько раз, а при наличии в памяти устройства ранее запомненного альманаха точные координаты будут определены в течение нескольких секунд. Такую ситуацию называют «горячий» старт.

Довольно часто можно услышать или прочитать в описаниях программ и самих устройств аббревиатуры, такие как NMEA, SiRF, WAAS, DGPS. А

иногда у обывателя возникает вопрос: "Зачем в приемниках одновременно и NMEA, и SiRF?" Чтобы ответить на этот вопрос, вернемся к терминологии.

**NMEA** – протокол передачи сообщений между приборами, установленными на судах. Большинство из существующих навигационных приемников выдают стандарте NMEA-0183, который является международным данные разработанным «Национальной Ассоциацией Морской стандартом, Электроники» для обмена данными морскими электронными между приборами. Данные NMEA-0183 - это самый обычный текст в кодах ASCII, пересылаемый со скоростью 4800 бод.

**SiRF** - главный электронный компонент в GPS-чипе приемника. Этот чип производит обработку получаемых от спутников сигналов, пытаясь принять сигналы от всех видимых спутников. Спутники с самыми слабыми сигналами будут проигнорированы чипом, который попытается выделить только спутники с наиболее сильными сигналами.

Исходя из этого делаем заключение: NMEA это протокол, а SiRF - электронный чип, обрабатывающий данные. Большинство GPS-приемников изготовлено на чипсетах американской компании SiRF Technology, а самая последняя разработка — чип SiRF STAR III, который отличается в лучшую сторону пониженным энергопотреблением и способностью принимать до 20 параллельных каналов, хотя есть и другие варианты.

**WAAS** - "Wide Area Augmentation System" - комплекс спутниковых и наземных средств, обеспечивающий навигаторы GPS корректирующими сигналами, что резко повышает точность определения координат, примерно в пять раз. Навигаторы с возможностями WAAS способны в 95% случаев определять координаты точнее 3м. Система WAAS бесплатна, и для ее использования никакого дополнительного оборудования приобретать не потребуется.

На данный момент система WAAS действует только на территории Северной Америки. В Южной Америке и Европе нет наземных станций, так что даже если ваш GPS-навигатор и может принимать сигналы WAAS, то на территории нашей страны отсутствует возможности получать подобный сигнал, а потому точность стандартной GPS-навигации не повысится.

В Европе существует аналог WAAS - система **EGNOS**, сокращение от «European Geostationary **Navigation** Overlay Service» (Европейская геостационарная навигационная оверлейная служба). Эта система разрабатывалась для улучшения точности передачи навигационных сигналов американских спутников GPS и российских ГЛОНАСС. Система EGNOS должна принимать сигналы со спутников обеих систем и обрабатывать их, используя метод коррекции сигнала, повышая точность получаемой информации до 2-3 метров. На самом деле EGNOS - это лишь начало реализации европейской глобальной спутниковой навигационной системы

Galileo, которая, как предполагается, будет состоять из 30 собственных спутников и начнет работу в 2006-2008 годах.

**DGPS** – Differential GPS. Для DGPS используются координаты от двух GPS-приемников, рабочего и эталонного - стационарно установленного в строго определенном месте, координаты которого измерены с высокой точностью. Оба приемника пеленгуют GPS-спутники в один и тот же промежуток времени, что дает возможность вычислить поправку и довести точность до 3-5 метров. Для приема поправок необходимо иметь специальный приемник в дополнение к стандартному. Система трансляции поправок через FM-радиостанции является платной услугой. Подписчики данной услуги получают специальный FM-приемник, работающий в связке с GPS-приемником, но, опять же, – на территории нашей страны это неактуально.

**A-GPS** - Assisted GPS. A-GPS - система призванная улучшить работу GPS-приемника. По сути, A-GPS это сервис, который позволяет получить информацию о текущем положении спутников используя данные передаваемые по сотовой сети оператора связи, что в значительной мере ускоряет процесс определения координат. Говоря проще - для определения координат устройству необходимы данные со спутников, но на их получение тратится время, которое может отнять от нескольких десятков секунд, до нескольких минут, а получая информацию о текущем положении спутников с помощью интернет соединения через сотовую сеть, время ожидания можно сократить до минимума.

Конечно, теория не поможет вам выбрать идеальный навигатор немедленно, но может послужить хорошим маяком, поэтому, вооружившись знаниями следует приступать к изучению указанных характеристик понравившегося устройства. Так же стоит отметить, что иногда изготовитель предлагает гаджет с отличными техническими характеристиками, но программное обеспечение оставляет желать лучшего. Поменять же программу зачастую невозможно, так как большая часть изготовителей блокирует такую возможность, но из любых правил есть исключения. В идеале, лучше всего поспрашивать мнения знакомых уже пользовавшихся подобным устройством, но не бежать за покупкой, слепо доверившись мнению, а попробовать навигатор самому - все же, в немалой степени именно от купленного прибора зависит состояние вашей нервной системы.

# 2.2 Навигационная спутниковая система ГЛОНАСС

В декабре 1976 г. было принято Постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР "О развертывании Единой космической навигационной системы ГЛОНАСС (ГЛОбальная НАвигационная Спутниковая Система)". Это постановление по сути лишь узаконило уже начавшиеся работы по

созданию новой системы и определило порядок ее разработки и испы-таний. Технические предложения по системе ГЛОНАСС в составе КА 11Ф654 "Ураган" были разработаны в красноярском НПО прикладной механики (НПО ПМ) в начале 1976 г. и расс-мотрены межведомственной комиссией в августе Система ГЛОНАСС предс-тавляет года. второе отечественных спутниковых навигационных систем. Создание системы было предопределено потребностями навигационной новых потенциальных потреби-телей, нуждавшихся в высокоточной привязке своего положения во времени и пространстве. В качестве таких потребителей выступали авиация, морской флот, наземные транспортные космические аппараты, а также специальные боевые комплексы (в частности, мо-бильные МБР средней и большой дальности). Широкое внимание к спутниковой навигации привлекла успешная эксплуатация низкоорбитальных навигационных спутниковых систем морскими потребителями. В 1976 г. на вооружение Советской Армии была принята навигационно-связная система "Циклон-Б" в составе шести космических аппаратов "Парус", обращающихся на околополярных орбитах высотой 1000 км. Через три года была сдана в эксплуатацию спутниковая радионавигационная система (СРНС) "Цикада" в составе четырех КА на орбитах того же класса, что и у КА "Парус". И если первая система использовалась исключительно в интересах МО СССР, то вторая предназначалась, главным образом, для навигации гражданских морских судов. Оснащение спутниковой навигационной аппаратурой судов торгового флота оказалось очень выгодным, поскольку благодаря повышению точности судовождения удавалось настолько сэкономить время плавания и топливо, что бортовая аппаратура потребителя окупала себя после первого же года эксплуатации. В ходе испытаний этих и предшествовавшей им системы "Циклон" было установлено, что погрешность местоопределния движущегося судна по навигационным сигналам этих спутников составляет 250... 300 м. Выяснилось также, что основной вклад в погрешность навигационных определений вносят погрешности передаваемых спутникам собственных эфемерид, которые рассчитываются и закладываются на борт КА средствами наземного комплекса управления (НКУ). С целью повышения точности определения и прогнозирования параметров орбит навигационных спутников была отработана специальная схема проведения измерений параметров орбит средствами НКУ, разработаны более точные методики прогнозирования. Для особенностей выявления локальных гравитационного поля оказывающих воздействие на выбранные орбиты навигационных КА (НКА), на такие же орбиты были запущены специальные геодезические спутники "Космос-842" и "Космос-911". Комплекс принятых мер позволил уточнить координаты измерительных средств и вычислить параметры согласующей модели гравитационного поля, предназначенной специально для определения и про-нозирования параметров движения НКА. В результате точность передаваемых в составе навигационного сигнала собственных эфемерид была повышена практически на порядок, так что их погрешность на интервале суточного прогноза не превышала 70...80 м. Как следствие, погрешность определения морскими судами своего местоположения уменьшилась до 80...100 м.

Однако выполнить требования всех потенциальных классов потребителей низкоорбитальные системы не могли в силу принципов, заложенных в основу их построения. Так, если для неподвижных потребителей, имеющих двухканальную приемную аппаратуру, погрешность определения местоположения удалось снизить до 32 м (данные для американской СРНС "Транзит"), то при движении погрешности сразу же начинают возрастать из-за неточности счисления пути - низкоорбитальные СРНС не позволяли определять скорость движения. Более того, получаемым измерениям можно определить только две пространственные координаты. Вторым недостатком низкоорбитальных систем было отсутствие покрытия, поскольку, например, на экваторе спутники проходили через зону видимости потребителя в среднем через 1.5 часа, что допускает проведение только дискретных навигационных сеансов. Наконец, ввиду использования в сеансе лишь одного НКА продолжительность измерений может доходить до 10...16 мин. Большая длительность сеансов и значительные интервалы между ними делают неизбежным применение специальных мероприятий для счисления пути. При этом ошибки счисления и ограничивают точность местоопределения. Тем не менее была испытана самолетная аппаратура применительно к сигналам как системы "Транзит", так и "Цикада". При этом подтвердилось, что погрешность определения местоположения слабо зависит от маневров самолета и действительно определяется преимущественно погрешностями знания путевой скорости, не выходя за пределы 1.8 км.

СРНС второго поколения изначально проектировались как системы, которым все перечисленные недостатки не свойственны. Главным требованием при проектировании было обеспечение потребителю в любой момент времени возможности определения трех пространственных координат, вектора скорости и точного времени, что достигается путем одновременного приема сигналов от как минимум четырех НКА. В конечном итоге, это привело к реализации важной технической идеи - координации пространственного положения НКА на орбитах и координации по времени излучаемых спутниками сигналов. Координация движения всех НКА придает системе сетевые свойства, которых она лишается при отсутствии коррекции положения НКА.

В качестве орбит для новой системы первоначально были выбраны средневысокие (20000 км) полусуточные орбиты, которые обеспечивали оптимальное соотношение между количеством КА в системе и величиной зоны радиообзора. Однако впоследствии высота рабочей орбиты была уменьшена до 19100 км. Это было сделано исходя из того, что для КА, имеющих период обращения, равный половине суток, проявляется резонансный эффект влияния определенных гармоник геопотенциала,

приводящий к достаточно быстрому "разрушению" заданного относительного положения НКА и конфигурации системы в целом. Очевидно, что в этом случае для поддержания системы пришлось бы чаще проводить коррекции орбиты каждого КА. При выбранной высоте орбиты для гарантированной видимости потребителем не менее четырех спутников их количество в системе должно составлять 18, однако оно было увеличено до 24-х с целью повышения точности определения собственных координат и скорости потребителя путем предоставления ему возможности выбора из числа спутников четверки, обеспечивающей наивысшую Следует отметить, что в настоящее время это требование актуальность, поскольку современная стандартная навигационная аппаратура потребителя (НАП) имеет возможность принимать сигналы от 8 до 12 НКА в зоне радиовидимости одновременно, что позволяет не заботиться о выборе оптимальной четверки, а просто обрабатывать все принимаемые измерения.

Одной из главных проблем создания СРНС, обеспечивающей беззапросные навигационные определения одновременно по нескольким спутникам, является проблема взаимной синхронизации спутниковых шкал времени с точностью до миллиардных долей секунды (наносекунд, нс), поскольку рассинхронизация излучаемых спутниками навигационных сигналов всего в 10 нс вызывает дополнительную погрешность в определении местоположения потребителя до 10...15 м. Для решения задачи высокоточной синхронизации бортовых шкал времени потребовалась установка на спутниках высокостабильных цезиевых стандартов частоты и наземного водородного стандарта (на порядок более стабильного), а также создания наземных средств сличения шкал с погрешностью 3...5 нс.

В 1977-78 гг. в НПО ПМ проводилось эскизное проектирование системы, материалы которого были одобрены в сентябре 1978 г. межведомственной комиссией под председательством генерал-майора И. В. Мещерякова. Тактико-техническое задание (ТТЗ) на систему ГЛОНАСС было согласовано с главнокомандующими всех видов Вооруженых Сил и министерствами: Минобщемашем, Минрадиопромом, Минавиапромом, Миноборонпромом, Минморфлотом, Минрыбхозом, Минсудпромом и Министерством гражданской авиации. В ноябре 1978 г. ТТЗ было утверждено Министром обороны СССР.

Однако к тому времени из-за слишком долгого периода согласования задания были сорваны первоначальные сроки по развертыванию системы. Поэтому 29 августа 1979 г. по ГЛОНАСС вышло новое Постановление ЦК и СМ. В нем были установлены следующие сроки выполнения работ по системе:

- начало летных испытаний и создание системы из 4-6 KA "Ураган" для проверки основных принципов и технических характеристик -1981 год;
- создание системы из 10-12 KA "Ураган" (в двух орбитальных рабочих плоскостях) и сдача ее на вооружение в составе и с тактико-техническими характеристиками по согласованию между Минобороны, Минобщемашем и Минрадиопромом 1984 год;

- дооснащение системы до 24 КА - 1987 год.

Основными разработчиками системы в Постановлении были определены:

- НПО ПМ Минобщемаша по системе в целом;
- ПО "Радиоприбор" (ныне РНИИ КП) Минобщемаша по наземному комплексу управления, бортовому радиотехническому комплексу, аппаратуре потребителей;
- ЛНРТИ (ныне РИРВ) Минрадиопрома по навигационно-временному комплексу.

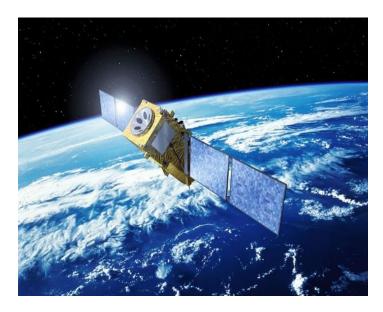
Однако и эти порядок и сроки пришлось еще раз уточнить в июле 1981 г. В новом Постановлении ЦК и СМ сроком начала развертывания системы был назван 1982 г.

Летные испытания системы ГЛОНАСС были начаты 12 октября 1982 г. запуском первого КА 11Ф654 "Ураган" N11л и двух габаритно-весовых макетов 11Ф654ГВМ. Затем в последующих шести запусках на орбиту выводились по два штатных КА и одному ГВМ. Это было связано с неготовностью электронной аппаратуры спутников. Лишь с восьмого запуска в рамках развертывания системы ГЛОНАСС (16 сентября 1986 г.) на орбиту были выведены сразу три штатных КА. Дважды (10 января и 31 мая 1989 г.) вместе с двумя КА "Ураган" на орбиту выводились пассивные геодезические КА ПКА "Эталон", используемые для уточнения параметров гравитационного поля и его влияния на орбиты КА "Ураган".

Для отработки навигационной аппаратуры были изготовлены базовые комплекты по шесть штук каждого наименования для ВВС, ВМФ, СВ, МГА, ММФ и РВСН. Всего для летных испытаний было выделено 22 космических аппарата (9-10 запусков). Это число КА было израсходовано к 16 сентября 1987 г. Однако к этому моменту система не была развернута даже для ограниченного использования (12 КА в двух плоскостях). Лишь после запуска 4 апреля 1991 г. в составе ГЛОНАСС оказалось одновременно 12 работоспособных КА.

24 сентября 1993 г. первая очередь системы ГЛОНАСС была принята на вооружение. С этого момента стали проводиться запуски КА в третью орбитальную плоскость. 14 декабря 1995 г. после 27-го запуска "Протона-К" с "Ураганами" развертывание штатной конфигурации системы ГЛОНАСС было завершено. Всего с октября 1982 г. по декабрь 1998 г. на орбиту были выведены 74 КА "Ураган" и восемь его габаритно-весовых макетов (ГВМ). За время развертывания системы шесть "Ураганов" оказались на нерасчетных орбитах из-за отказов разгонного блока 11С861. По оценкам, проведенным в 1997 г., на развертывание системы было потрачено почти 2.5 млрд \$.

## Спутник ГЛОНАСС



2.1. рисунок - Спутник системы ГЛОНАСС на орбите

ГЛОНАСС Спутник конструктивно состоит цилиндрического ИЗ гермоконтейнера с приборным блоком, рамы антенно-фидерных устройств, приборов системы ориентации, панелей солнечных батарей с приводами, блока двигательной установки и жалюзи системы терморегулирования с Ha спутнике также установлены оптические приводами. отражатели, предназначенные для калибровки радиосигналов измерительной системы с помощью измерений дальности до спутника в оптическом диапазоне, а также для уточнения геодинамических параметров модели движения спутника. Конструктивно уголковые отражатели формируются в виде блока, постоянно отслеживающего направление на центр Земли. Площадь уголковых отражателей-0,25м2.

### В состав бортовой аппаратуры входят:

- навигационный комплекс;
- комплекс управления;
- система ориентации и стабилизации;
- система коррекции;
- система терморегулирования;
- система электроснабжения.

Навигационный комплекс обеспечивает функционирование спутника как элемента системы ГЛОНАСС. В состав комплекса входят: синхронизатор, формирователь навигационных радиосигналов, бортовой компьютер, приемник навигационной информации и передатчик навигационных радиосигналов.

Синхронизатор обеспечивает выдачу высокостабильных синхрочастот на бортовую аппаратуру, формирование, хранение, коррекцию и выдачу бортовой шкалы времени.

Формирователь навигационных радиосигналов обеспечивает формирование псевдослучайных фазоманипулированных навигационных радиосигналов содержащих дальномерный код и навигационное сообщение.

Комплекс управления обеспечивает управление системами спутника и контролирует правильность их функционирования. В состав комплекса входят: командно-измерительная система, блок управления бортовой аппаратурой и система телеметрического контроля.

Командно-измерительная система обеспечивает измерение дальности в запросном режиме, контроль бортовой шкалы времени, управление системой по разовым командам и временным программам, запись навигационной информации в бортовой навигационный комплекс и передачу телеметрии.

Блок управления обеспечивает распределение питания на системы и приборы спутника, логическую обработку, размножение и усиление разовых команд.

Система ориентации и стабилизации обеспечивает успокоение спутника после отделения от ракеты-носителя, начальную ориентацию солнечных батарей на Солнце и продольной оси спутника на Землю, затем ориентацию продольной оси спутника на центр Земли и нацеливание солнечных батарей на Солнце, а также стабилизацию спутника в процессе коррекции орбиты. В системе используются прибор на основе инфракрасного построения местной вертикали (для ориентации на центр Земли) и прибор для ориентации на Солнце. Погрешность ориентации на центр Земли не хуже Зград., а отклонение нормали к поверхности солнечной батареи от направления на Солнце - не более 5град. Для минимизации возмущений на движение центра масс спутника разгрузка двигателей маховиков производится с помощью магнитопровода. В качестве исполнительного органа при осуществлении успокоения и стабилизации спутника во время выдачи импульса коррекции используется двигательная установка.

Режим успокоения, в результате которого происходит гашение угловых скоростей, включается в зоне радиовидимости.

В режиме начальной ориентации на Солнце осуществляется разворот спутника относительно продольной оси с помощью управляющих двигателей-маховиков до появления Солнца в поле зрения прибора ориентации на Солнце, который установлен на панели солнечных батарей.

Режим ориентации на Землю начинается из положения ориентации на Солнце путем разворота спутника с помощью двигателей-маховиков вдоль оси, ориентированной на Солнце, до появления Земли в поле зрения прибора

ориентации на центр Земли. В штатном режиме обеспечивается ориентация оси спутника вместе с антеннами на центр Земли с помощью управляющих двигателей-маховиков по сигналам с приборов ориентации на центр Земли, ориентация солнечных батарей на Солнце путем разворота спутника вместе солнечными батареями с помощью управляющего двигателя-маховика по одному каналу и разворотов панелей батарей относительно корпуса спутника с помощью привода вращения солнечных батарей по другому каналу по сигналам приборов ориентации на Солнце.

В режиме ориентации перед проведением коррекции и стабилизации спутника во время выдачи импульса коррекции отслеживание ориентации на Солнце не производится.

Система коррекции обеспечивает приведение спутника в заданное положение в плоскости орбиты и его удержание в данных пределах по аргументу широты. Система включает двигательную установку и блок управления ей. Двигательная установка состоит из 24 двигателей ориентации с тягой 10 г и двух двигателей коррекции с тягой 500 г.

Система терморегулирования обеспечивает необходимый тепловой режим спутника. Регулирование тепла, отводимого из гермоконтейнера, осуществляется жалюзи, которые открывают или закрывают радиационную поверхность в зависимости от температуры газа. Отвод тепла от приборов осуществляется циркулирующим газом с помощью вентилятора.

Система электроснабжения включает солнечные батареи, аккумуляторные батареи, блок автоматики и стабилизации напряжения. Начальная мощность солнечных батарей - 1600 Вт, площадь - 17,5 м2.

При прохождении спутником теневых участков Земли и Луны питание бортовых систем осуществляется за счет аккумуляторных батарей. Их разрядная емкость составляет 70 ампер-часов.

Для обеспечения надежности на спутнике устанавливаются по два или по три комплекта основных бортовых систем.

Таким образом, на спутник ГЛОНАСС возложено выполнение следующих функций:

- излучение высокостабильных радионавигационных сигналов;
- прием, хранение и передача цифровой навигационной информации;
- формирование, оцифровка и передача сигналов точного времени;
- ретрансляция или излучение сигналов для проведения траекторных измерений для контроля орбиты и определения поправок к бортовой шкале времени;
- прием и обработка разовых команд;

- прием, запоминание и выполнение временных программ управления режимами функционирования спутника на орбите;
- формирование телеметрической информации о состоянии бортовой аппаратуры и передача ее для обработки и анализа наземному комплексу управления;
- прием и выполнение кодов/команд коррекции и фазирования бортовой шкалы времени;
- формирование и передача "признака неисправности" при выходе выжных контролируемых параметров за пределы нормы.
- Управление спутниками ГЛОНАСС осуществляется в автоматизированном режиме.
- Выведение спутников ГЛОНАСС на орбиту осуществляется носителем тяжелого класса "ПРОТОН" с разгонным блоком с космодрома Байконур. Носитель одновременно выводит три спутника ГЛОНАСС.
- Схема выведения включает:
- выведение космической головной части на промежуточную круговую орбиту с высотой ~200 км;
- переход на эллиптическую орбиту с перигеем ~200 км, апогеем ~19100 км и наклонением 64,3град.
- Перевод каждого спутника в заданную точку орбитальной плоскости проводится с помощью спутниковой двигательной установки.
- Точность приведения в рабочую точку орбиты:
- по периоду обращения 0,5 с;
- по аргументу широты 1град.;
- по эксцентриситету ~0,01;
- по наклонению орбиты ~0,3град.

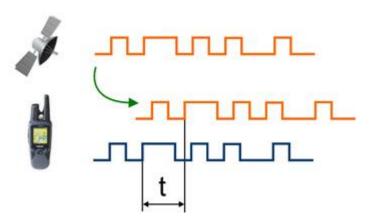
# 2.3 Точность определение координат при совместном использовании GPS и ГЛОНАСС

# Принципы определения координат

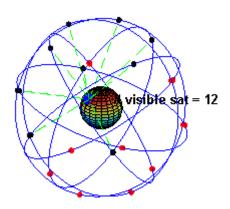
Принцип определения координат объекта в системе GPS основан на вычислении расстояния от него до нескольких спутников, точные координаты которых известны. Информация о расстоянии минимум до 3 спутников позволяет определять координаты объекта как точку пересечения сфер, центр которых спутники, а радиус измеренное расстояние.



На самом деле точек пересечения сфер две, но одну из них можно отбросить т.к. она находится либо глубоко внутри Земли, либо очень высоко над ее поверхностью. Расстояние до каждого из спутников определяется как время прохождения радиосигнала от спутника до приемника умноженное на скорость света. Возникает задача точного определения времени прохождения радиосигнала. Она решается за счет генерации и передачи со спутника сигнала, модулируемого с помощью специальной последовательности. Точно такой же сигнал генерируется в GPS приемнике, а анализ отставания принятого сигнала от внутреннего позволяет определить время его прохождения.



Для точного определения времени прохождения сигнала часы GPS приемника и спутника должны быть максимально синхронизированы, отклонение даже на несколько микросекунд приводит к погрешности измерения в десятки километров. На спутнике для этих целей имеются высокоточные атомные аналогичные часы Установить GPS приемник часы. В невозможно (используются обычные кварцевые часы), поэтому для синхронизации времени используются дополнительные сигналы, как минимум с еще одного спутника. Предполагается, GPS что если время приемнике синхронизировано точно, то окружность с радиусом равным расстоянию от четвертого спутника пересечет туже точку, что и окружности от остальных трех спутников. GPS приемник корректирует свои часы, до тех пор пока это условие не выполнится. Таким образом, для точного определения положения объекта в трехмерном пространстве (3D) необходимы сигналы минимум от 4 спутников (от 3 спутников без определения высоты над поверхностью земли - 2D). На практике при хорошей видимости небосвода GPS приемники получают сигналы сразу от множества спутников (до 10-12), что позволяет им синхронизировать часы и определять координаты с достаточно высокой точностью.



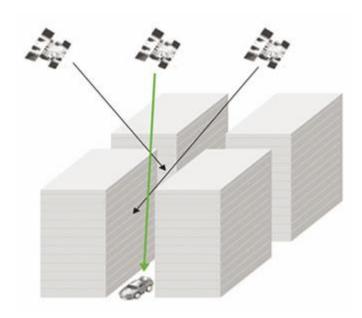
Наряду с последовательностью, по которой определяется время распространения сигнала, каждый спутник передает двоичную информацию - альманах и эфемериды. Альманах содержит информацию о текущем состоянии и расчетную орбиту всех спутников (получив информацию от одного спутника, появляется возможность сузить секторы поиска сигналов других спутников). Эфемериды - уточненную информацию об орбите конкретного спутника, передающего сигнал (реальная орбита спутника может отличаться от расчетной). Именно точные данные о текущем положении спутников позволяют GPS приемнику рассчитывать относительно них собственное местоположение.

#### Точность GPS

Типичная точность определения координат GPS приемниками в горизонтальной плоскости составляет примерно 1-2 метра (при условии хорошей видимости небосвода). Точность определения высоты над уровнем моря обычно в 2-5 раз ниже, чем точность определения координат в тех же условиях (т.е. в идеальных условиях 2-10 метра).

Уровень приёма сигнала от спутников, а как следствие и точность определения координат, ухудшается под плотной листвой деревьев или из-за очень большой облачности. Также нормальному приёму сигналов GPS могут повредить помехи от многих наземных радиоисточников. Однако, главным фактором, влияющим на снижение точности GPS, является неполная видимость небосвода. Особенно ярко это проявляется при нахождении GPS приемника в условиях плотной городской застройки, когда значительная часть небосвода скрыта рядом расположенными строениями, навесами и прочими препятствиями. Точность определения координат при этом может падать до 20-30 метров, а иногда и более. Препятствия не пропускают сигналы от части

потенциально доступных в данной точке Земли спутников. Это приводит к тому, что расчеты ведутся по меньшему числу сигналов от спутников, находящихся преимущественно в одном секторе небосвода. Смещение при этом возникает обычно в перпендикулярной плоскости относительно препятствия.



Вообще, если говорить о точности GPS в условиях города, на основе накопленных статистических данных и собственного опыта можно сделать следующие выводы. Точность определения координат при нахождении транспортного средства на открытой местности (парковки, площади и пр.) и при движении по крупным автомагистралям, многополосным дорогам будет составлять 1-2 метра. При движении по узким улицам, особенно, когда вдоль них имеются близко расположенные дома, точность составит 4-10 метров. При нахождении автомобиля в "дворовых колодцах", очень близко к высотным домам и т.п. точность может падать вплоть до 20-30 метров.

Конечно, точность определения координат очень зависит и от качества самого приемника GPS, а также используемых антенн и их правильного размещения на транспортном средстве.

# Основные принципы работы системы ГЛОНАСС

Спутники системы ГЛОНАСС непрерывно излучают навигационные сигналы двух типов: навигационный сигнал стандартной точности (СТ) в диапазоне L1 (1,6 ГГц) и навигационный сигнал высокой точности (ВТ) в диапазонах L1 и L2 (1,2 ГГц). Информация, предоставляемая навигационным сигналом СТ, доступна всем потребителям на постоянной и глобальной основе и обеспечивает, при использовании приемников ГЛОНАСС возможность определения:

горизонтальных координат с точностью 50-70 м (вероятность 99,7%); вертикальных координат с точностью 70 м (вероятность 99,7%); составляющих вектора скорости с точностью 15 см/с (вероятность 99,7%) точного времени с точностью 0,7 мкс (вероятность 99,7 %).

Эти точности можно значительно улучшить, если использовать дифференциальный метод навигации и/или дополнительные специальные методы измерений.

Сигнал ВТ предназначен, в основном, для потребителей МО РФ, и его несанкционированное использование не рекомендуется. Вопрос о предоставлении сигнала ВТ гражданским потребителям находится в стадии рассмотрения.

Для определения пространственных координат и точного времени требуется принять и обработать навигационные сигналы не менее чем от 4-х спутников ГЛОНАСС. При приеме навигационных радиосигналов ГЛОНАСС приемник, используя известные радиотехнические методы, измеряет дальности до видимых спутников и измеряет скорости их движения.

Одновременно проведением измерений В приемнике выполняется автоматическая обработка содержащихся В каждом навигационном радиосигнале меток времени и цифровой информации. Цифровая информация положение данного спутника в пространстве и времени (эфемериды) относительно единой для системы шкалы времени и в геоцентрической связанной декартовой системе координат. Кроме того, цифровая информация описывает положение других спутников системы (альманах) в виде кеплеровских элементов их орбит и содержит некоторые другие параметры. Результаты измерений и принятая цифровая информация являются исходными данными для решения навигационной задачи по определению координат и параметров движения. Навигационная задача решается автоматически в вычислительном устройстве приемника, при этом используется известный метод наименьших квадратов. В результате решения определяются три координаты местоположения потребителя, скорость его движения и осуществляется привязка шкалы времени потребителя к высокоточной шкале Координированного всемирного времени (UTC).

# 3 Энергетический расчет СЛС

# 3.1 Энергетический расчет линии от навигационных спутников до низкоорбитального КА.

Цель и задача энергетического расчета линии Навигационных КА-

низкоорбитальных КА состоит в обоснованном выборе (расчете) энергетических параметров приемной аппаратуры на борту низкоорбитальных КА коэффициента шума приемника, коэффициента усиления антенны и потерь в антенно-фидерном тракте, удовлетворяющих заданной достоверности и надежности работы системы.

Решение поставленной задачи осуществляется в соответствие со следующим алгоритмом:

- определение дальности между навигационных КА и приемной антенной низкоорбитальнах КА;
  - расчёт ослабления радиосигнала спутниковой линии;
  - расчёт энергетических параметров приёмного устройства.
- 3.1.1 Определение дальности между навигационных КА и приемной антенной низкоорбитальных КА.

При расчете энергетических параметров спутниковой линии рассмотрим два случая, при:

- d1 дальность между околозенитным навигационных КА и приемной антенной низкоорбитальных КА, где угол места  $\alpha$ =90°;
- d2 дальность между пригоризонтным навигационных KA и приемной антенной низкоорбитальных KA, где угол места примем  $\alpha$ =15 $^{0}$ .

Зона обзора навигационных КА представляет собой участок земной поверхности, на котором можно осуществлять наблюдение за навигационных КА, прием его сигналов. Центром зоны обзора является подспутниковая точка  $O_3$ , называемая географическим местом спутника (ГМС) (рис. 3.1). Т.о., если точка  $O_3$  – место расположения антенны, то дальность между околозенитным навигационных КА ( $\alpha$ =90°) и приемной антенной примем равной d1=H=20000 км.

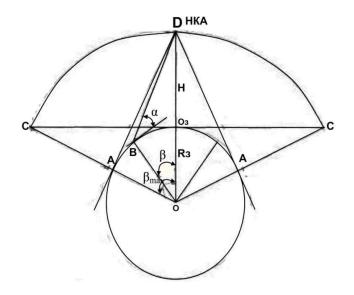


Рисунок 3.1 – Зона обзора навигационных КА

Далее определим расстояние между пригоризонтным навигационных  $KA (\alpha=15^0)$  и приемной антенной (d2).

Размер зоны обзора характеризуется углом  $\beta_{\text{max}}$  или соответствующей ему дугой  $AO_3$ , которая называется радиусом зоны обзора  $R_0$  (км). Из рисунка 3.1 видно, что  $\beta_{\text{max}}$  определяется из треугольника OAD:

$$\beta_{\text{max}} = \arccos[R_3 / (R_3 + H)], \tag{3.1}$$

где  $R_3 = 6400\,$  км — радиус Земли;  $H = 20000\,$  км — высота орбиты навигационных КА.

$$\beta_{\text{max}} = \arccos[6370/(6370 + 20000)] = 76^{\circ}.$$

Бортовые приемоиндикаторы СРНС обеспечивают заданную точность измерений в зоне обзора, ограниченной радиогоризонтом, который поднят для пользователя на угол 5 ...  $10^\circ$  (угол места). В этом случае зона обзора определяется углом  $\beta < \beta_{max}$ , где

$$\beta = \arccos[R_3/(R_3 + H)] - \alpha = \beta_{MAX} - \alpha. \tag{3.2}$$

где  $\alpha$  - угол места.

Примем точку B за место расположения приемной антенны, при  $\alpha$ =15 $^{0}$ , тогда:

$$\beta = 76^{\circ} - 15^{\circ} = 61^{\circ}$$
.

Из теоремы косинусов, по двум известным сторонам и углу между ними определим наклонную дальность между приемной антенной и пригоризонтным навигационных КА:

$$d2 = \sqrt{R_{\varsigma}^{2} + (R_{\varsigma} + \hat{I})^{2} - 2 \cdot \cos \beta \cdot R_{\varsigma}(R_{\varsigma} + \hat{I})}$$
 (3.3)

$$d2 = \sqrt{6370^2 + (6370 + 20000)^2 - 2 \cdot \cos 61 \cdot 6370(6370 + 20000)} = 28693 \text{ KM}.$$

Т. о. получили:  $d_1$ = 20000 км,  $d_2$ =28693 км.

3.1.2 Расчет ослабления радиосигнала на участке навигационных КАнизкоорбитальных КА.

Полное затухание радиосигналов в линиях спутниковой связи определяется потерями в свободном пространстве  $L_0$  и дополнительными потерями  $L_{\text{доп}}$ , обусловленными особенностями функционирования систем спутниковой связи:

$$L = L_0 + L_{\partial on}, \, \text{дБ}. \tag{3.4}$$

Потери энергии радиоволн при распространении в свободном пространстве определяются в соответствии с выражением:

$$L_{M0} := \frac{16\pi^2 \cdot d^2}{\lambda^2} \text{дБ}, \tag{3.5}$$

где  $\lambda$  - длина волны от навигационных KA к приемнику; d - расстояние между передающим навигационных KA и приемной антенной низкоорбитальных KA.

$$\lambda = \frac{c}{f} M, \tag{3.6}$$

где  $c=3 \cdot 10^8$ , м/с; f=1,6 ГГц.

$$\lambda = \frac{3 \cdot 10^8}{1.6 \cdot 10^9} = 0.188 \text{ m/c}.$$

Тогда затухание радиоволн при распространении в свободном пространстве от околозенитного навигационных КА:

$$L_{01} = \frac{16 \cdot 3,14^{2} \cdot (20000 \cdot 10^{3})^{2}}{0.188^{2}} = 1.785 \cdot 10^{18}.$$

Переведем в дБ:  $L_{01}=10 \cdot \log_{10} 1.803 \cdot 10^{18}=182.560$  дБ.

Затухание радиоволн при распространении в свободном пространстве от пригоризонтного навигационных КА:

$$L_{02} = \frac{16 \cdot 3.14^2 \cdot (28693 \cdot 10^3)^2}{0.188^2} = 3.711 \cdot 10^{18}.$$

Переведем в дБ:  $L_{02}=10 \cdot \log_{10} 3.711 \cdot 10^{18}=185.695$  дБ.

### 3.1.3 Дополнительное затухание радиосигнала на участках радиолинии

 $L_{\text{доп}}$  зависит от многих факторов, проявляющихся независимо друг от друга и может быть представлено в виде суммы:

$$L_{\pi \circ \pi} = L_a + L_{\pi} + L_{\pi} \, \pi E,$$
 (3.7)

где  $L_a$ — затухание в атмосфере без осадков;  $L_{\pi}$  — затухание в осадках;  $L_{\pi}$  — затухание за счет деполяризации сигнала в среде распространения.

#### 3.1.3.1 Затухание в атмосфере без осадков

Затухание в атмосфере без осадков определяется главным образом поглощением в тропосфере и имеет ярко выраженный частотно-зависимый характер с резонансными пиками на частотах 22 и 165 ГГц (для водяных паров) и 60 и 120 ГГц (для кислорода) (рисунок 3.2).

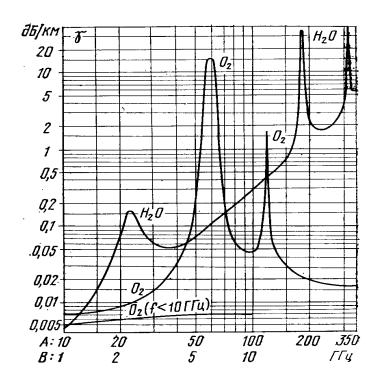


Рисунок 3.2 Зависимость коэффициента молекулярного поглощения для кислорода  $O_2$  и водяных паров  $H_2O$  от частоты

Затухание в атмосфере без осадков

определяется по формуле:

$$L_a = Lo_2 \cdot l_1 + L_{H2O} \cdot l_2 \, дБ,$$
 (3.8)

где  $Lo_2$  и  $L_{H2O}$  — коэффициенты погонного поглощения (дБ/км) в кислороде и водяных парах;  $l_1$  и  $l_2$  — эквивалентная длина пути сигнала в этих средах соответственно.

По заданным исходным данным, где частота радиосигнала f=1,6 ГГц определим по графикам рисунка 3.2 коэффициенты погонного поглощения в кислороде и водяных парах:  $Lo_2 = 0,006$  дБ/км;  $L_{H2O} = 0,002$  дБ/км.

Эквивалентная длина пути сигнала в стандартной атмосфере зависит и от эквивалентной толщины атмосферы для кислорода и водяных паров ( $ho_2$  и  $h_{H2O}$ ), а также от угла места антенны земной станции  $\beta$  и высоты земной станции над уровнем моря  $h_3$ :

$$l_1 = (h'o_2-h_3) \cdot cosec \beta; \quad l_2 = (h'Ho_2-h_3) \cdot cosec \beta \text{ км},$$
 (3.9)

где 
$$h_3 = 0$$
км;  $h'o_2 \approx 5,3$  км;  $h'H_2O \approx 2.1$  км;  $\csc\beta = \frac{1}{\sin\beta}$ .

Тогда затухание в атмосфере без осадков от околозенитного навигационных КА:

$$l_1 = (5,3-0) \cdot (\frac{1}{\sin \beta}) = 5,3 \cdot \frac{1}{\sin 90^0} = 5.3 \text{ KM},$$

$$l_2 = (2,1-0) \cdot (\frac{1}{\sin \beta}) = 2,1 \cdot \frac{1}{\sin 90^0} = 2.1 \text{ KM},$$

$$L_{a1} = 0.006 \cdot 5.3 + 0.002 \cdot 2.1 = 0.036$$
 дБ.

Затухание в атмосфере без осадков от пригоризонтного навигационных КА:

$$l_1 = (5,3-0) \cdot (\frac{1}{\sin \beta}) = 5,3 \cdot \frac{1}{\sin 15^0} = 8.15 \text{ km};$$

$$l_2 = (2,1-0) \cdot \left(\frac{1}{\sin \beta}\right) = 2,1 \cdot \frac{1}{\sin 15^0} = 3.23 \text{ KM};$$

$$L_{a2} = 0.006 \cdot 8,15 + 0.002 \cdot 3,23 = 0.0055$$
 дБ.

Это поглощение сигнала в спокойной атмосфере без гидрометеоров и представляет собой постоянную составляющую потерь, существующую в течении 100 % времени.

### 3.1.3.2 Оценка затухания в гидрометеорах

Оценка затухания сигнала в гидрометеорах оказывается задачей более сложной, чем в спокойной атмосфере, поскольку в этом случае поглощение  $L_{\rm д}$  зависит от вида гидрометеоров (дождь, снег, туман), размеров зоны их выпадения, интенсивности осадков в зоне, а также от распределения размеров частиц гидрометеоров.

$$\mathbf{L}_{\pi} = \mathbf{L}_{\pi}^{'} \cdot \mathbf{l}_{3} \, \pi \mathbf{E} \,, \tag{3.10}$$

где  $L_{_{\rm J}}^{'}$  – коэффициент погонного поглощения; 1з – эквивалентная длина пути сигнала.

Усредненные значения погонных коэффициентов поглощения в дожде различной интенсивности приведены.

Значение 13, вычисленные для различных интенсивностей дождя приведены на рисунке 3.4.

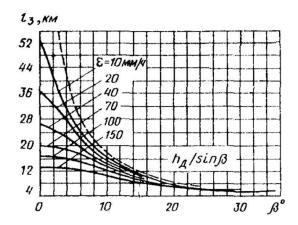


Рисунок 3.4 Зависимость эквивалентной длины пути сигнала в дожде различной интенсивности от угла места антенны земной станции

В соответствии с Рекомендацией Р.837 ITU-R Казахстан входит в климатическую зону Е для которой интенсивность дождя  $R_{0,01}$  =22 мм/час.

По графикам рис. 3.3 и 3.4 определим  $L_{\pi}^{!}$  (в зависимости от частоты –  $f=1,6\Gamma\Gamma$ ц) и 1з (в зависимости от угла места  $\alpha=90^{\circ}$ ;  $15^{\circ}$ ) соответственно. Тогда затухание радиоволн в дожде от околозенитного навигационных КА:

$$L_{_{\rm II}}^{'}=0.001$$
 дБ/км и  $13_{1}$ =4 км;

$$L_{\text{д1}} = 0.001 \cdot 4 = 0.004$$
 дБ.

Затухание радиоволн дожде от пригоризонтного навигационных КА:

 $L_{\pi}^{'} = 0.001$  дБ/км и  $13_2 = 36$  км;

$$L_{\partial 2} = 0.001 \cdot 36 = 0.36$$
 дБ.

Поглощение вызываемое мокрым снегом, примерно такое же, что и при дожде равной интенсивности. Но это явление редкое и при расчете для наихудшего месяца следует учитывать лишь поглощение в дожде.

Затухание в атмосфере без осадков определяется по формуле:

$$L_a = Lo_2 \cdot l_1 + L_{H2O} \cdot l_2 \, дБ,$$
 (3.8)

где  $Lo_2$  и  $L_{H2O}$  — коэффициенты погонного поглощения (дБ/км) в кислороде и водяных парах;  $l_1$  и  $l_2$  — эквивалентная длина пути сигнала в этих средах соответственно.

По заданным исходным данным, где частота радиосигнала f=1,6 ГГц определим по графикам рисунка 3.2 коэффициенты погонного поглощения в кислороде и водяных парах:  $Lo_2 = 0,006$  дБ/км;  $L_{H2O} = 0,002$  дБ/км.

Эквивалентная длина пути сигнала в стандартной атмосфере зависит и от эквивалентной толщины атмосферы для кислорода и водяных паров ( $ho_2$  и  $h_{H2O}$ ), а также от угла места антенны земной станции  $\beta$  и высоты земной станции над уровнем моря  $h_3$ :

$$l_1 = (h'o_2-h_3) \cdot cosec \beta; \quad l_2 = (h'Ho_2-h_3) \cdot cosec \beta \text{ KM},$$
 (3.9)

где 
$$h_3 = 0$$
км;  $h'o_2 \approx 5,3$  км;  $h'H_2O \approx 2.1$  км;  $\csc\beta = \frac{1}{\sin\beta}$ .

Тогда затухание в атмосфере без осадков от околозенитного низкоорбитальных КА:

$$l_1 = (5,3-0) \cdot (\frac{1}{\sin \beta}) = 5,3 \cdot \frac{1}{\sin 90^\circ} = 5.3 \text{ KM},$$

$$l_2 = (2,1-0) \cdot (\frac{1}{\sin \beta}) = 2,1 \cdot \frac{1}{\sin 90^0} = 2.1 \text{ KM},$$

$$L_{a1} = 0.006 \cdot 5.3 + 0.002 \cdot 2.1 = 0.036$$
 дБ.

Затухание в атмосфере без осадков от пригоризонтного низкоорбитальных КА:

$$l_1 = (5,3-0) \cdot (\frac{1}{\sin \beta}) = 5,3 \cdot \frac{1}{\sin 15^0} = 8.15 \text{ km};$$

$$l_2 = (2,1-0) \cdot \left(\frac{1}{\sin \beta}\right) = 2,1 \cdot \frac{1}{\sin 15^0} = 3.23 \text{ km};$$

$$L_{a2} = 0.006 \cdot 8.15 + 0.002 \cdot 3.23 = 0.006$$
 дБ.

Это поглощение сигнала в спокойной атмосфере без гидрометеоров и представляет собой постоянную составляющую потерь, существующую в течении 100 % времени.

# 3.1.3.2 Оценка затухания в гидрометеорах

Оценка затухания сигнала в гидрометеорах оказывается задачей более сложной, чем в спокойной атмосфере, поскольку в этом случае поглощение  $L_{\rm д}$  зависит от вида гидрометеоров (дождь, снег, туман), размеров зоны их выпадения, интенсивности осадков в зоне, а также от распределения размеров частиц гидрометеоров.

$$\mathbf{L}_{\pi} = \mathbf{L}_{\pi}^{'} \cdot \mathbf{l}_{3} \, \mathsf{L} \mathsf{E} \,, \tag{3.10}$$

где  $L_{\rm д}^{'}$  — коэффициент погонного поглощения; 1з — эквивалентная длина пути сигнала.

Усредненные значения погонных коэффициентов поглощения в дожде различной интенсивности приведены на рисунке 13.

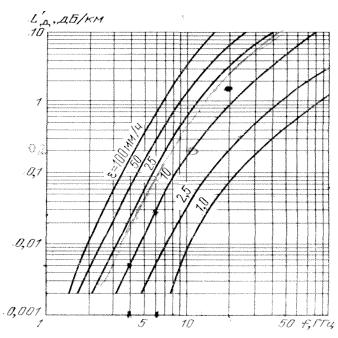


Рисунок 13 - Частотная зависимость коэффициента поглощения в дожде различной интенсивности

Значение 13, вычисленные для различных интенсивностей дождя приведены на рисунке 14.

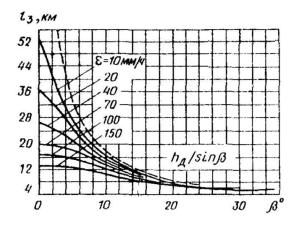


Рисунок 14 - Зависимость эквивалентной длины пути сигнала в дожде различной интенсивности от угла места антенны земной станции

В соответствии с Рекомендацией Р.837 ITU-R Казахстан входит в климатическую зону Е для которой интенсивность дождя  $R_{0.01}$  =22 мм/час.

По графикам рис. 13 и 14 определим  $L_{\pi}^{1}$  (в зависимости от частоты –  $f=1,6\Gamma\Gamma$ ц) и 1з (в зависимости от угла места  $\alpha=90^{\circ}$ ;  $15^{\circ}$ ) соответственно.

Тогда затухание радиоволн в дожде от околозенитного навигационных КА:

$$L_{_{\rm II}}^{'}=0.001$$
 дБ/км и  $13_{1}$ =4 км;

$$L_{\rm д1} = 0{,}001 \cdot 4 = 0{,}004$$
 дБ.

Затухание радиоволн дожде от пригоризонтного навигационных КА:

$$L_{\pi}^{'} = 0.001$$
 дБ/км и  $13_2 = 36$  км;

$$L_{\partial 2} = 0.001 \cdot 36 = 0.36$$
 дБ.

Поглощение вызываемое мокрым снегом, примерно такое же, что и при дожде равной интенсивности. Но это явление редкое и при расчете для наихудшего месяца следует учитывать лишь поглощение в дожде.

# 3.1.3.3 Деполяризация радиоволн в атмосфере

Поляризационные потери на участках спутниковых линии складываются из потерь, вызванных несогласованностью поляризации, потерь, связанных с эффектом Фарадея, и потерь из-за деполяризации радиоволн в осадках.

На низкоорбитальных КА используется широконаправленная приемная антенна с круговой поляризацией. Использование круговой поляризации позволяет потери, вызванные несогласованностью поляризации, сделать пренебрежимо малыми. Потери, обусловленные эффектом Фарадея, проявляются при использовании сигналов с линейной поляризацией, зависят от частоты и пренебрежимо малы. Потери из-за деполяризации радиоволн при осадках больше характерны для сигналов с круговой поляризацией, носят статистический характер, связанный со статистикой выпадения дождей, и могут оказывать заметное влияние на энергетику систем спутниковой связи на частотах выше 12 ГГц.

При использовании на линиях круговой поляризации сигналов результирующие поляризационные потери принимают Ln=0 дБ.

В результате определяем дополнительное затухание  $L_{\text{доп}}$  и ослабление радиосигнала L на участке навигационных КА - низкоорбитальных КА по формулам 3.7 и 3.4 соответственно:

- сигнал от околоземного навигационных КА

$$L_{\text{доп1}} = 0.036 + 0.004 + 0 = 0.04$$
 дБ, 
$$L_{\text{1}} = 182.516 + 0.04 = 182.6$$
 дБ.

- сигнал от пригоризонтного навигационных КА

# 3.1.3.4 Плотность потока мощности Плотность потока мощности рассчитывается по формуле:

$$W = P_{npokc} - L_p + 10 \lg \left(\frac{4\pi}{\lambda^2}\right) + \left(\frac{P_c}{P_u}\right)_{\text{дБВт/M}^2}, \tag{3.11}$$
 
$$W_1 = 17.8 - 182.6 + 10 \lg \left(\frac{4\pi}{0.188^2}\right) = -139.3 \text{ дБВт/M}^2,$$
 
$$W_2 = 17.8 - 185.695 + 10 \lg \left(\frac{4\pi}{0.188^2}\right) = -142.395 \text{ дБВт/M}^2.$$

ППМ превышает допустимого значения чувствительности приемника  $(-157 \text{ дБВт/m}^2)$ .

### 3.1.4 Расчет энергетических параметров приемного устройства

Исходные данные.

Мощность передатчика навигационных КА Р<sub>пер НКА</sub>= 60 Вт;

Коэффициент усиления передающей антенны навигационных КА **G**пер.кс = 13.5 дБ;

КПД АФТ ВС  $\eta$ пр.вс = 0.9;

КПД АФТ НКС  $\eta$ пер.нкс = 0.8;

Коэффициент шума Кш=2.7;

Отношение сигнал-шум Рс/Рш=16 дБ;

Частота радиосигнала f=1.6 ГГц.

## 3.1.4.1 Расчет мощности шума приемных систем

Полная эквивалентная шумовая температура приемной системы, состоящей из антенны, волноводного тракта и приемника:

$$T_{\Sigma} = T_{A} + T_{0} \cdot \frac{1 - \eta_{B}}{\eta_{B}} + \frac{T_{\Pi p}}{\eta_{B}},$$
 (3.11)

 $T_0$  – абсолютная температура среды (290°K);

 $T_{\text{пр}}$  — эквивалентная шумовая температура приемника, обусловленная его внутренними шумами;

η<sub>в</sub> – коэффициент передачи волноводного тракта.

Эквивалентная шумовая температура антенны

$$T_A = T_K + T_a + T_3 + T_{a13} + T_{IIIa},$$
 (3.12)

где  $T_K = 5K$ -из-за приема космического радиоизлучения;

Т<sub>а</sub>= 10К – излучением атмосферы с учетом гидрометеоров;

Т<sub>3</sub>- 50К – тепловое излучение земной поверхности;

 $T_{a13}$  =0,2 · 290K = 58K приемом излучения атмосферы, отраженного от земли;

 $T_{\text{ma}}$  =0,2К собственными шумами антенны из-за наличия потерь в ее элементах.

$$T_A = T_K + T_a + T_3 + T_{a13} + T_{ma} = 5 + 10 + 50 + 58 + 0, 2 = 123.2 \text{ K}.$$

Шумовая температура приемника низкоорбитальных KA определяется по формуле:

$$T_{\text{mp}} = (K_{\text{III}} - 1) \cdot T_0 K,$$
 (3.13)

где  $T_0 = 290 K$  — температура окружающей среды;  $K_{\rm III}$  — коэффициент шума 2.7 дБ.

$$T_{np}=(2,7-1)\cdot 290=493 \text{ K}.$$

Определим температуру шумов приемной системы по (3.11):

$$T_{\Sigma} = 123,2 + 290 \cdot \frac{(1-0,9)}{0.9} + \frac{493}{0.9} = 703 \text{ K}.$$

Определяем мощность шума Р<sub>ш</sub> приемника:

$$P_{III} = k \cdot T_{\Sigma} \cdot \Delta f_{III}, \qquad (3.14)$$

где k =1,38  $\cdot 10^{-23}$  Вт/Гц×град — постоянная Больцмана;  $\Delta f_{\text{ш}} = 1 \cdot 10^6$  Гц — шумовая полоса приемника;  $T_{\Sigma}$ =811,95  $\,$  K - шумовая температура системы.

$$P_{III} = 1,38 \cdot 10^{-23} \cdot 703,2 \cdot 1 \cdot 10^6 = 0.97 \cdot 10^{-14} \text{ дБ}.$$

3.1.4.2 Расчет коэффициента усиления антенны приемника низкоорбитальных КА.

Мощность передатчика вычисляется по формуле:

$$P_{\text{прдHKC}} = \frac{16 \cdot \pi^2 \cdot d^2 \cdot L_{\text{доп}} \cdot P \text{ш} \cdot (Pc/P \text{ш})_{\Sigma}}{\lambda^2 \cdot G_{\text{прд3C}} \cdot G_{\text{прмKC}} \cdot \eta \text{прд} \cdot \eta \text{прм}}$$
(3.15)

Выражаем (3.15) коэффициент усиления приемной антенны:

$$G_{\text{npBC}} = \frac{16 \cdot \pi^2 \cdot d^2 \cdot \text{Lgon} \cdot \text{Pui} \cdot (\text{Pc/Pui})_{\Sigma}}{\lambda^2 \cdot G_{\text{nepHKC}} \cdot \eta_{\text{npmBC}} P_{\text{npgHKC}}}$$
(3.16)

Переведем имеющиеся данные в разы:

$$\begin{split} G_{\text{перНКС}} &= 10^{\frac{13,5}{10}} = 22.387; \\ L_{\text{доп1}} &= 10^{\frac{0,04}{10}} = 1.009; \\ L_{\text{доп2}} &= 10^{\frac{0,483}{10}} = 1.117; \\ P_{\text{II}} &= 1,12 \cdot 10^{-14} \, \text{дБ}; \end{split}$$

$$(P_c/P_{III})_{\Sigma} = 10^{\frac{16}{10}} = 39.8;$$
 $\eta_{\Pi p \pi} = 0.8;$ 
 $\eta_{\Pi p M} = 0.9;$ 

$$d1 = 20000 \cdot 10^3 \text{ M};$$

$$d2 = 28693 \cdot 10^3 \text{ M}.$$

Тогда коэффициент усиления антенны: - при  $d1 = 20000 \cdot 10^3$ м:

$$G_{npBC} = \frac{16 \cdot 3.14^2 \cdot (20000 \cdot 10^3)^2 \cdot 1 \cdot 0.009 \cdot 0.97 \cdot 10^{-14} \cdot 39.8}{0.188^2 \cdot 22.387 \cdot 0.8 \cdot 0.9 \cdot 60} = 726.9;$$
 
$$G_{npBC} = 10 \cdot \log_{10} 726.9 = 28.6 \text{ дБ}.$$
 
$$- \text{при d2} = 28693 \cdot 10^3 \text{м}:$$
 
$$G_{npBC} = \frac{16 \cdot 3.14^2 \cdot (28693 \cdot 10^3)^2 \cdot 1 \cdot 1.117 \cdot 0.97 \cdot 10^{-14} \cdot 39.8}{0.188^2 \cdot 22.387 \cdot 0.8 \cdot 0.9 \cdot 60} = 1.656 \cdot 10^3;$$
 
$$G_{npBC} = 10 \cdot \log_{10} 1.656 \cdot 10^3 = 32 \text{ дБ}.$$

# 3.2 Энергетический расчет от низкоорбитального КА до земной станции.

# 3.2.1 Расчет параметров установки антенн земных станций

Рассчитаем угол места и азимут на спутник с земных станций по формулам:

$$Az = 180^{\circ} - arctg \left( \frac{tg\Delta\beta}{\sin \xi} \right), \tag{4.1}$$

где Az — азимут на спутник с земной станции, град;

 $\Delta \beta = |eta_{\kappa c} - eta_{3c}|$  - разность долгот космической и земной станции, град;  $eta_{\kappa c}$  - долгота подспутниковой точки, град;

 $\beta_{3c}$  – долгота земной станции, град;

ξ – широта земной станции, град.

$$\gamma = arctg \left( \frac{\cos \Delta \beta \cdot \cos \xi - 0.15126}{\sqrt{\sin^2 \Delta \beta + \cos \Delta \beta \cdot \sin \xi}} \right), \tag{4.2}$$

где  $\gamma$  – угол места на спутник с земной станции, град;

 $\Delta \beta = /\beta_{\rm kc} - \beta_{\rm 3c} /$  - разность долгот космической и земной станции, град;

 $\beta_{\kappa c}$  – долгота подспутниковой точки, град;

 $\beta_{3c}$  – долгота земной станции, град;

 $\xi$  – широта земной станции, град.

Координаты городов где устанавливаются земные станции:

Алматы 
$$42^0 10$$
° с.ш.  $69^0 54$ ° в.д.

Подставляя исходные данные в формулы (4.1) и (4.2), получаем азимут и угол места для 3С:

для 3С1 г.Алматы:

$$\Delta\beta = |\beta_{\text{KC}} - \beta_{3\text{C}}| = 103 - 69, 9 = 33, 1^{0}$$

$$Az = 180^{\circ} - arctg \left(\frac{tg \, 33, 1^{\circ}}{\sin 42, 16^{\circ}}\right) = 180^{\circ} - arctg \left(\frac{0,17}{0,67}\right) = 135,93^{0}.$$

$$\gamma = arctg \left(\frac{\cos 33, 2^{\circ} \cdot \cos 42, 16^{\circ} - 0,15126}{\sqrt{\sin^{2} 33, 2^{\circ} + \cos 33, 2^{\circ} \cdot \sin 42, 16^{\circ}}}\right) = arctg \left(\frac{0,9851 \cdot 0,7415 - 0,15126}{\sqrt{0,0289 + 0,9851^{\circ} \cdot 0,6709}}\right) = 22,42^{\circ}.$$

Аналогичные расчеты проводятся для ИСЗ.

Результаты приведены в таблице 4.1

Таблица 4.1- Результаты расчетов

Город	ИСЗ KazSat1			ИСЗ		
	Δβ1, град	Az1, град.	γ1, град.	$\Delta \beta$ , град	Az2, град.	γ2, град.
Алматы	33,1	135,93	22,41	25,1	144,76	25,73

Полученные результаты подтверждают возможность установки двух облучателей на одной антенне для работы с различными ИСЗ.

# 3.2.2 Расчет затухания сигнала при распространении сигнала.

Основная причина затухания радиосигнала, это затухание в свободном пространстве, вызванное сферической расходимостью фронта волны. Данная величина, может быть найдена из формулы /3/:

$$L_0 = 20\lg\left(\frac{4\pi d}{\lambda}\right),\tag{4.3}$$

где  $L_0$  – затухание энергии в свободном пространстве, дБ;

d – расстояние между ИСЗ и ЗС, м;

 $\lambda = c/f$  – длина волны передаваемого сигнала, м;

 $c = 3 \cdot 10^8$  – скорость света, м/с;

f – частота сигнала,  $\Gamma$ ц.

Рассчитаем расстояния от земных станций до бортового ретранслятора ИСЗ по формуле:

$$d = 42644\sqrt{1 - 0.2954 \cdot \cos\psi} \tag{4.4}$$

где  $\cos \psi = \cos \xi \cos \Delta \beta$ ;

 $\xi$  – широта наземной станции, град.;

 $\Delta \beta = / eta_{
m \kappa c} - eta_{
m 3c} / -$  разность долгот космической и земной станции, град.;

d – расстояние от земной станции до спутника, км.

Подставляя исходные данные в формулу определения расстояния, получим расстояния между станциями 3С-ИСЗ.

Для 3С1 (г.Алматы);

расстояние от земной станции до спутника, составит:

$$d = 42644\sqrt{1 - 0.2954 \cdot \cos \xi \cos \Delta \beta} = 42644\sqrt{1 - 0.2954 \cdot \cos 42.13 \cdot \cos 33.1} = 42644\sqrt{1 - 0.2954 \cdot 0.74 \cdot 0.84} = 38530.43 \ \text{km},$$

Затухание энергии сигнала в свободном пространстве сильно зависит от частоты. При работе с ИСЗ KazSat1, согласно частотному плану выбираем рабочие частоты шестого ствола: частота приема ЗС 11158,33М $\Gamma$ ц; частота передачи 14208,33 М $\Gamma$ ц.

Все земные станции работают с одним стволом бортового ретранслятора, поэтому рабочие длины волн одинаковы для земных станций.

$$\lambda_{\Pi P II} = \frac{c}{f_{\uparrow}} = \frac{3 \cdot 10^8}{14208,33 \cdot 10^9} = 0,021 \text{ M},$$

$$\lambda_{\text{IIPM}} = \frac{c}{f_{\uparrow}} = \frac{3 \cdot 10^8}{11158,33 \cdot 10^9} = 0,027 \text{ M}.$$

Для 3C1 (г.Алматы) затухание энергии сигналов в свободном пространстве 3C1-ИC31 :

$$L_{0\Pi P\!\Pi}$$
  $\uparrow$ = 201g $\left(\frac{4\cdot3,14\cdot38530,43\cdot10^3}{0,021}\right)$ = 207,21 дБ, или 4,913·10<sup>20</sup> раз

а на пути распространения ИСЗ1-3С1:

$$L_{0\Pi PM} \downarrow = 20 \lg \left( \frac{4 \cdot 3,14 \cdot 38530,43 \cdot 10^3}{0,027} \right) = 205,16 \text{ дБ или } 3,03 \cdot 10^{20} \text{ раз.}$$

Аналогично рассчитываем затухание для остальных 3С.

Результаты расчета сводятся в таблицу 4.2. Таблица 4.2 - Результаты расчетов

Город	ИСЗ KazSat2		
	L <sub>01ПРД</sub> , дБ	L <sub>01ПРМ,</sub> дБ	
Алматы	207,21	205,16	

Помимо затухания в свободном пространстве, сигнал в линиях спутниковой связи подвержен влиянию большого числа других факторов. Таких как поглощение в атмосфере, рефракция, влияние дождевых осадков и т. д. С другой стороны, на приемное устройство спутника и земной станции кроме собственных флуктуационных шумов воздействуют разного рода помехи в виде излучения космоса, Солнца и планет. В этих условиях правильный и точный учет влияния всех факторов позволяет осуществить оптимальное проектирование системы, обеспечить ее уверенную работу в наиболее трудных условиях и в то же время исключить излишние энергетические запасы, приводящие к неоправданному увеличению сложности аппаратуры земной станции.

Нормы на некоторые качественные показатели спутниковых каналов (например, отношение сигнал—шум) имеют статистический характер. Это заставляет оценивать возмущающие факторы также статистически, т.е. при расчетах вводить не только количественную меру воздействия того или иного фактора, но и вероятность его появления. Необходимо учитывать характер и число передаваемых сигналов, а также характер их преобразования в спутниковом ретрансляторе.

Расчет дополнительного затухания сигнала в атмосфере и дополнительных ослаблений вызванных дождем, туманом и облачностью, из-за рефракции и неточности наведения антенны на ИСЗ производится один раз для линии вверх и линии вниз, так как используются геостационарные ИСЗ и в пределах Казахстана данные параметры будут меняться незначительно.

Большая часть потерь сигнала в тропосфере является случайной, так как зависит не только от длины пути в этой среде и угла места, но и от поглощения сигнала в осадках. Чем выше частота связи, тем больше потери в осадках при заданной их интенсивности, которая, в свою очередь, является случайной.

В тропосфере основные потери вызываются кислородом  $O_2$ , водяными парами  $H_2O$  и осадками в виде тумана, дождя и снега.

Затухание в гидрометеорах зависит от интенсивности дождя, размеров зоны их выпадения и распределения интенсивности по зоне. Поглощение в тумане, как правило, на порядок меньше, чем при дожде, и при ориентировочных расчетах может не учитываться. Мокрый снег в виде крупных хлопьев, выпадающих на антенну, может вызвать поглощение на 4...6 дБ большее, чем при дожде, однако вероятность такого явления невелика.

# 3.2.3 Расчет дополнительного затухания энергии сигнала на линиях вверх и вниз

Дополнительные потери связаны со следующими явлениями:

- поглощение энергии сигнала в газообразной среде атмосферы;
- потери из-за рефракции и неточности наведения антенн:
- фазовые эффекты в атмосфере;
- потери из-за несогласованности поляризаций антенн;
- деполяризация радиоволн в атмосфере.

Таким образом, вышесказанное можно сформулировать как:

$$L_{\text{доп}} = L_{\text{a}} + L_{\text{д}} + L_{\text{H}}, \qquad (4.5)$$

где  $L_{\text{доп}}$  – дополнительное затухание (потери) сигнала, дБ;

 $L_{\rm a}$  – поглощение энергии сигнала в атмосфере, дБ;

 $L_{\rm M}$  – потери в осадках (дожде, мокром снеге), дБ;

 $L_{\rm H}$  – потери из-за рефракции и неточности наведения антенн, дБ;

# 3.2.4 Расчет потерь сигнала в нормальной атмосфере

В диапазонах частот, выделенных для спутниковых систем, влияние атмосферы проявляется в виде ослабления (поглощения) радиоволн в тропосфере и ионосфере, искривления траектории радиолуча в результате рефракции, изменения формы и вращение плоскости поляризации радиоволн и появление помех обусловленных тепловым излучением атмосферы и шумами поглощения.

Рассмотрим первый фактор - поглощение радиоволн в атмосфере, который количественно определяется коэффициентом  $L_{\rm a}$ . При f > 500 МГц поглощение определяется тропосферой, вернее газами тропосферы – кислородом и водяными парами, дождем и прочими гидрометеорами /3/:

$$L_{\rm a} = L'_{\rm O2}l_1 + L'_{\rm H2O}l_2,$$
 (4.6)

где  $L'_{O2}$  – коэффициент погонного поглощения в кислороде, дБ/км;

 $L'_{\rm H2O}$  – коэффициенты погонного поглощения в водяных парах, дБ/км;

 $l_1$  – эквивалентная длина пути сигнала в кислороде, км;

 $l_2$  – эквивалентная длина пути сигнала в водяных парах, км.

Эквивалентная длина пути сигнала в стандартной атмосфере зависит и от эквивалентной толщины атмосферы для кислорода и водяных паров ( $h_{O2}$  и  $h_{H2O}$ ), а также от угла места антенны земной станции  $\gamma$  и высоты земной станции над уровнем моря  $h_3$ .

$$l_1 = \frac{h_{O2} - h_3}{\sin \gamma}$$
,  $l_2 = \frac{h_{H2O} - h_3}{\sin \gamma}$  (4.7)

где  $\gamma$  – угол места антенны 3C, град;

 $h_3$  – высота 3С над уровнем моря, для 3С1 (г.Алматы) 400 м;

 $h_{\rm O2} \approx$  эквивалентная толщина слоя кислорода в стандартной атмосфере, согласно /3/ можно принять равной 5,3 км;

 $h_{\rm H2O} \approx$  эквивалентная толщина слоя водяных паров в стандартной атмосфере, согласно /3/ можно принять равной 2,1 км.

Преобразовав формулу (4.6) согласно формуле (4.7) получаем выражение:

$$L_a = \frac{L'_{O2}(h_{O2} - h_3) + L'_{H2O}(h_{H2O} - h_3)}{\sin \gamma}$$
 (4.8)

Представленные в формуле (4.6) коэффициенты погонного поглощения для стандартизированной атмосферы показаны на рисунке 1 в виде зависимости коэффициента молекулярного поглощения для кислорода  $O_2$  и водяных паров  $H_2O$  от частоты сигнала.

Очевидно, что коэффициенты погонного поглощения в кислороде и в водяных парах из рисунка 4.1, для частоты 14 ГГц составляют:

 $L'_{O2} = 0,007$  дБ/км,  $L'_{H2O} = 0,015$  дБ/км,

а для 11 ГГц составляют:

 $L'_{O2} = 0,007$  дБ/км,  $L'_{H2O} = 0,006$  дБ/км.

Окончательно согласно имеющимся данным, находим ослабление сигнала в атмосфере:

б) для 3С1 г.Алматы линия вниз:

$$L_{\rm a} = \frac{0,007(5,3-0,4) + 0,006(2,1-0,4)}{\sin 22,4} = 0,105 \,{\rm дБ}.$$

### 3.2.4 Расчет ослабления уровня сигнала, вызванного дождем

Интенсивность рассеивания и поглощения энергии радиоволн в дожде зависит от интенсивности дождя  $I_m$  мм/ч. Кроме того, существенную роль играют размер области, занятой дождем, электрические свойства частиц, климатический район расположения наземной станции, а также такой фактор, как неравномерность дождя. Дожди сильной интенсивности локализованы и имеют ярко выраженное ядро большой интенсивности, а также обширную зону, в которой интенсивность убывает по мере удаления от ядра. Характерно и то, что чем выше интенсивность дождя, тем меньше его продолжительность. Важным фактором для расчетов ослабления сигнала в дождях является также их средняя продолжительность в данном климатическом районе или среднегодовая интенсивность, которая для этого района не превышает реальную продолжительность 99% времени в году, или, наоборот, превышает ее 0.01% времени.

Строгая количественная оценка коэффициента ослабления в дожде с учетом всех влияющих факторов затруднена и обычно используют усредненные эмпирические оценки для той или иной климатической зоны с учетом данных многочисленных экспериментальных наблюдений.

Интенсивность дождя различна в разных географических районах и в разное время года. Казахстан согласно Рекомендациям МСЭ относится к зоне E, следовательно, интенсивность дождя для 0,001% худшего времени года составляет  $I_n$ =22 мм/ч.

Чтобы определить ослабление сигнала в дожде на линии 3C–ИСЗ (или ИСЗ–3С), необходимо знать длину пути сигнала в дожде. Очевидно, высота дождя определяется высотой изотермы  $0^{\circ}$ С (или уровнем замерзания воды), ниже которой ледяные капли дождя переходят в жидкую фазу.

Согласно Рекомендации МСЭ средняя высота нулевой изотермы определяется формулой:

$$h_{\rm E} = 5.1 - 2.151 \cdot \lg(1 + 10^{\frac{\xi - 27^{\circ}}{25}}),$$
 (4.9)

где  $h_{\rm E}$  – средняя высота нулевой изотермы, км;

 $\xi$  – широта земной станции, град.

Высота дождя определяется умножением  $h_E$  на эмпирический коэффициент, который учитывает, что в тропических зонах высота дождя часто значительно ниже уровня замерзания:

$$h_{\mathrm{II}} = C \cdot h_{\mathrm{E}}, \qquad (4.10)$$

где: C = 0.6 при  $0^{\circ} \le |\xi| < 20^{\circ}$ 

$$C = 0.6 + 0.02(|\xi| - 20)$$
 при  $20^{\circ} \le |\xi| \le 40^{\circ}$ 

$$C = 1$$
 при  $|\xi| > 40^{\circ}$ 

Для климатической зоны Казахстана C=1 (согласно статистическим данным ), =>  $h_{\rm L}=h_E$  .

Необходимо также учесть пространственную неравномерность дождя в горизонтальном направлении. Длина пути сигнала, по наклонной трассе от станции до высоты дождя определяется как:

$$d_{\text{Д}} = \frac{2(h_{\text{Д}} - h_3)}{\sqrt{\sin^2 \gamma + 2(h_{\text{Д}} - h_3) + \sin \gamma}}, \text{ при } \gamma < 10^\circ, \tag{4.11}$$

$$d_{\text{Д}} = \frac{(h_{\text{Д}} - h_3)}{\sin \gamma}, \text{ при } \gamma > 10^{\circ},$$
 (4.12)

где  $d_{\rm Д}$  – длина пути сигнала, по наклонной трассе от 3С до высоты дождя, км;

 $h_3$  – высота 3С над уровнем моря, км;

 $\gamma$  – угол места антенны 3С, град.;

Также для расчёта необходимо знать горизонтальную проекцию наклонной трассы, которую можно определить по выражению:

$$d_{\Gamma} = d_{\Pi} \cdot \cos \gamma, \tag{4.13}$$

где  $d_{\Gamma}$  – горизонтальная проекция наклонной трассы, км;

 $d_{\rm Д}$  – длина пути сигнала, по наклонной трассе от 3C до высоты дождя, км;

 $\gamma$  – угол места антенны 3С, град.

А также фактор уменьшения, учитывающий неравномерность дождя для 0,01% времени:

$$r_{0.01} = \frac{90}{90 + 4d_{\Gamma}},\tag{4.14}$$

где  $r_{0.01}$  – фактор уменьшения, безразмерная величина;

 $d_{\Gamma}$  – горизонтальная проекция наклонной трассы, км;

Окончательно ослабление сигнала в дожде определяется, как значение превышаемое в 0,01% среднего года, по формуле:

$$L_{\Pi} = L'_{\Pi} \cdot r_{0.01} \cdot d_{\Pi}, \qquad (4.15)$$

где  $r_{0.01}$  – фактор уменьшения, безразмерная величина;

 $d_{\rm Д}$  – длина пути сигнала, по наклонной трассе от 3C до высоты дождя, км;

L'д – погонное ослабление сигнала в дожде L'д, дБ/км.

Функции погонного ослабления  $L'_{\rm Д}$  для данной интенсивности  $I_{\rm Д}$ , в диапазоне частот 9...30 ГГц могут быть аппроксимированы степенной зависимостью:

$$L'_{\Pi} = \theta_{\Pi} \cdot I_{\Pi}^{\psi_{\Pi}}, \tag{4.16}$$

где коэффициенты  $\psi_{\mathcal{I}}$  и  $\theta_{\mathcal{I}}$  являются функциями частоты и равны:

$$\psi_{\Pi} = 1,47 - 0.09\sqrt{f} , \qquad (4.17)$$

$$\theta_{\text{Д}} = -10^{-3} + 5.1 \cdot 10^{-5} f^{2,45},$$
(4.18)

при этом частота f выражена в  $\Gamma\Gamma$ ц.

Согласно методике предложенной в Рекомендациях МСЭ и рассчитанным данным, применительно к рассматриваемому случаю, получаем:

Для участка 3С1-ИС3 (линия вверх и линия вниз):

1) средняя высота нулевой изотермы и высота дождя формулы (4.9) и (4.10):

$$h_{\rm E} = h_{\rm A} = 5.1 - 2.151 \cdot \lg(1 + 10^{\frac{42.16^{\circ} - 27^{\circ}}{25^{\circ}}}) = 3.59$$
 km,

2) длина пути сигнала, по наклонной трассе от станции до высоты дождя:

$$d_{\rm Д} = \frac{(3,59-0,4)}{\sin 22,4} = 7,55\,$$
 км, так как  $\gamma = 42,13,$ 

3) горизонтальная проекция наклонной трассы:

$$d_{\Gamma} = 4,3272 \cdot \cos 22,4 = 4,003$$
 KM,

4) фактор уменьшения, учитывающий неравномерность дождя для 0.01% времени:

$$r_{0.01} = \frac{90}{90 + 4 \cdot 7,55} = 0,74.$$

Для нахождения погонного ослабления найдем сначала коэффициенты  $\psi_{\mathcal{I}}$  и  $\theta_{\mathcal{I}}$ , при вычислениях воспользуемся компьютером, в часности системой MathCad 2001:

на частоте 14 ГГц:

$$\psi_{\pi} = 1,47 - 0,09\sqrt{14} = 1,1333, \theta_{\pi} = -10^{-3} + 5.1 \cdot 10^{-5}14^{2,45} = 0,0318$$

на частоте 11 ГГц:

$$\psi_{\pi} = 1,47 - 0,09\sqrt{11} = 1,1715, \theta_{\pi} = -10^{-3} + 5.1 \cdot 10^{-5}11^{2,45} = 0,0172$$

тогда значение погонного ослабления в дожде  $L'_{\rm Л}$  при интенсивности 22мм/ч.

Коэффициенты  $\psi_{\rm Д}$  и  $\theta_{\rm Д}$  для 3C2 те же, значение погонного ослабления в дожде  $L'_{\rm Д}$  для интенсивности  $I_{\rm L}$ =22 мм/ч будет:

на частоте 14 ГГц:

$$L_{\mathrm{Д}}' = 0.0318 \cdot 22^{1.1333} = 1.054$$
 дБ/км

на частоте 11 ГГц:

$$L'_{\rm Д} = 0.0172 \cdot 22^{1.1715} = 0.67$$
 дБ/км

в итоге имеем ослабление сигнала равное:

на частоте 14 ГГц:

$$L_{\text{II}} = 1,054 \cdot 0,8161 \cdot 4,003 = 4,51 \text{ дБ};$$

на частоте 11 ГГц:

$$L_{\rm J} = 0.67 \cdot 0.8161 \cdot 4.003 = 3.002$$
 дБ.

Окончательно, воспользовавшись выражением (4.5) получаем значение дополнительных потерь:

а) для 3С1 линия вверх:

$$L_{\text{доп}} = 0.14 + 4.51 + 0.2 = 4.85$$
 дБ или  $3.057$  раз.

б) для 3С1 линия вниз:

$$L_{\text{доп}} = 0,101 + 3,002 + 0,2 = 3,303$$
 дБ или 2,99 раз

В программе Mathcad были проведены аналогичные вычисления для других городов и второго ИСЗ NNS6. Дополнительное затухание отличается незначительно, поэтому в дальнейших расчетах используем указанные в вышеприведенных расчетах данные.

# 3.2.5 Энергетические характеристики радиолинии

Спутниковая радиолиния состоит из участка 3С-ИСЗ линия вверх, ИСЗ-3С линия вниз. Для этих участков справедливы следующие соотношения:

для участка 3С-ИС3:

$$P_{\text{nep.3C}} = \frac{16 \cdot \pi^{2} \cdot d_{\uparrow}^{2} \cdot L_{\uparrow_{\text{доп}}} \cdot P_{\text{III},\Sigma C3}}{\lambda_{\uparrow}^{2} \cdot G_{\text{nep.3C}} \cdot G_{\text{np.ИC3}} \cdot \eta_{\text{nep.3C}} \cdot \eta_{\text{np.ИC3}}} \cdot a \cdot \left(\frac{P_{C}}{P_{III}}\right)_{\Sigma} (4.19)$$

для участка ИСЗ-ЗС

$$P_{\text{nep.KC}} = \frac{16 \cdot \pi^2 \cdot d_{\downarrow}^2 \cdot L_{\downarrow_{\text{ДОП}}} \cdot P_{\text{III}\Sigma3C}}{\lambda_{\downarrow}^2 \cdot G_{\text{nep.KC}} \cdot G_{\text{np.3C}} \cdot \eta_{\text{nep.KC}} \cdot \eta_{\text{np.3C}}} \cdot b \cdot \left(\frac{P_C}{P_{III}}\right)_{\Sigma}, \quad (4.20)$$

 $P_{\text{пер}}$  — мощность сигнала на выходе передатчика, дБ;

 $G_{\text{пер}}$  – коэффициент усиления передатчика, дБ;

 $\eta_{\text{пер}}$  – потери в антенно-волноводном тракте, дБ;

а- коэффициент запаса для линии вверх;

*b*- коэффициент запаса для линии вниз.

3.2.6 Расчет необходимого диаметра антенн приемных земных станций

Мощность передатчика КС известна, поэтому из уравнения для мощности передатчика КС выразим коэффициент усиления антенны приемной земной станции, обеспечивающий требуемой отношение сигнал шум на спутниковой линии.

$$G_{\textit{\PiPM3C}} = \frac{\cdot L_{0\downarrow} L_{\downarrow_{\partial \textit{on}}} \cdot P_{\text{\tiny{ILL}\Sigma3C}} \cdot b}{G_{\text{\tiny{\PiPDMC}}} \cdot P_{\textit{\PiPDMC}} \cdot \eta_{\text{\tiny{\Piep.HC3}}} \cdot \eta_{\text{\tiny{\Pip.3C}}}} \cdot \left(\frac{P_{\textit{C}}}{P_{\textit{III}}}\right)_{\Sigma}$$

В технических данных бортового ретранслятора указывается Эффективно-изотропно излучаемая мощность (ЭИИМ), которая определяется по следующей формуле:

ЭИИ $M_{KC} = G_{\Pi P J K C} * P_{\Pi P J K C} * \eta_{\Pi P J K C}, B_T.$ 

Подставив данное выражение в формулу расчета коэффициента усиления антенны, получим следующее упрощенное уравнение:

$$G_{\mathit{\PiPM3C}} = \frac{L_{0\downarrow}L_{\downarrow\partial on}\cdot P_{\scriptscriptstyle \mathrm{III}.\Sigma3C}\cdot b}{\Im\mathit{UUM}_{\mathit{KC}}\cdot \eta_{\scriptscriptstyle \mathrm{IIp.3C}}}\cdot \left(\frac{P_{\mathit{C}}}{P_{\mathit{III}}}\right)_{\Sigma}.$$

Согласно данным о бортовых ретрансляторах ЭИИМ будет равна:

$$\mathcal{P}$$
ЭИИМ1 =  $10^{\frac{47}{10}}$  = 50118,72 Вт,  $\mathcal{P}$ ЭИИМ2 =  $10^{\frac{49}{10}}$  = 79432,82 Вт.

### 3.2.7 Расчет мощности шума приемной земной станции

Шумовые факторы играют главную роль при проектировании спутниковых радиолиний, в расчётах спутниковых радиолиний важно определить полную мощность шумов, создаваемых на входе приемного устройства земной станции различными источниками.

Суммарную мощность шумов на входе приемника, можно определить, используя формулу 4.22:

$$P_{HD\Sigma} = k \cdot T_{\Sigma} \cdot \Delta f_{\text{III}}, \qquad (4.22)$$

где k — постоянная Больцмана, равная 1,38 · 10<sup>-23</sup> Вт/Гц·К;

 $T_{\Sigma}$  — полная эквивалентная шумовая температура приемной системы, К;  $\Delta f_{\rm m}$  — эквивалентная (энергетическая) шумовая полоса приемника, Гц.

Полная эквивалентная шумовая температура приемной системы, состоящей из антенны, волноводного тракта и собственно приемника, пересчитанная к входу приемника:

$$T_{\Sigma} = T_{\rm A} \eta_{\rm B} + T_0 (1 - \eta_{\rm B}) + T_{\Pi P},$$
 (4.23)

где  $T_{\Sigma}$  – полная эквивалентная шумовая температура приемной системы, K;

 $T_{\rm A}$  — эквивалентная шумовая температура антенны;

 $T_0$  – абсолютная температура среды (290 К);

 $y_{\text{в}}$  – коэффициент передачи волноводного тракта;

 $T_{\Pi P}$  — эквивалентная шумовая температура собственно приемника, обусловленная его внутренними шумами, определяется как:

$$T_{\text{IIP}} = T_0 (K_{\text{III}} - 1)$$

где  $K_{\rm m}$  – коэффициент шума приемника, задан в характеристике оборудования.

Эквивалентная шумовая температура антенны может быть представлена в виде составляющих:

$$T_{\rm A} = T_{\rm K} + T_{\rm a} + T_{\rm a} + T_{\rm a.3} + T_{\rm III.A},$$
 (4.24)

где  $T_{\kappa}$  — шумовая температура антенны, обусловленная приемом космического радиоизлучения, К;

 $T_{\rm a}$  — шумовая температура антенны, обусловленная излучением атмосферы с учетом гидрометеоров, К;

 $T_{\scriptscriptstyle 3}$  – шумовая температура антенны, обусловленная излучением земной поверхности, принимаемым через боковые лепестки антенны, K;

 $T_{\text{а.з}}$  – шумовая температура антенны, обусловленная приемом излучения атмосферы, отраженного от Земли, К;

 $T_{\text{ш.A}}$  — шумовая температура антенны, обусловленная собственными шумами антенны из-за наличия потерь в ее элементах, К;

Расчет шумов вызванных влиянием атмосферы, планет и тепловым излучением Земли

можно принять яркостную температуру космоса раной  $T_{\kappa}$ =20 К.

Радиоизлучение земной атмосферы имеет тепловой характер и в полной мере обусловлено рассмотренным в предыдущем разделе поглощением сигналов в атмосфере. В силу термодинамического равновесия среда (атмосфера) излучает такое же количество энергии на данной частоте, которое поглощает соответственно:

$$T_{\rm s.a} = \frac{T_{\rm a cp} (L_{\rm a} - 1)}{L_{\rm a}}.$$

Как показывают расчеты для стандартной атмосферы, средняя термодинамическая температура атмосферы для углов места  $\beta \ge 5^\circ$  в рассматриваемых диапазонах частот

$$T_{\rm a \, cp} \approx T_0 - 32 \approx 260 \, \rm K$$
.

Яркостную температуру спокойной атмосферы (без дождя) можно найти, воспользовавшись найденными ранее значениями  $L_{\rm a}$ .

Влияние осадков можно учесть по той же методике, т.е. определить  $T_{\rm я.a}$  через потери в дожде  $L_{\rm д}$ . Хотя ряд исследований показывает, что непосредственная корреляция между интенсивностью дождя и температурой неба невелика (т.е. может наблюдаться повышение шумовой температуры неба из-за дождевых туч, когда собственно дождь не выпадает), тем не менее, корреляция с многолетней статистикой дождя все же имеется.

Раздельное вычисление температуры спокойного неба и температуры дождя с последующим их суммированием приведет к ошибке (примерно удвоит результат), поэтому вычисление следует проводить по формуле 4.27:

$$T_{\text{s.a}} = \frac{T_{\text{a cp}} (L_{\text{a}} L_{\text{d}} - 1)}{L_{\text{a}} L_{\text{d}}}.$$
 (4.27)

где  $L_{\rm a}$  – поглощение радиоволн в атмосфере, в разах;

 $L_{\rm \tiny J}$  – поглощение радиоволн в дожде, в разах.

Рассмотрим еще одну составляющую шумов антенны в формулах (4.25) и (4.26), обусловленную омическими потерями в антенне:

$$T_{\text{III A}} = \frac{T_0(L_{\text{M}} - 1)}{L_{\text{M}}},$$
 (4.31)

где  $T_0$  – кинетическая температура Земли равная 290 К;  $L_{\rm M}$  – потери в материале зеркала антенны, дБ.

Современные металлические зеркальные антенны имеют весьма низкие потери, поэтому значения  $T_{\text{шA}}$  весьма малы и составляют на разных частотах значения, указанные в таблице 2.5.

Таблица 4.6 – Зависимость шумов антенны, обусловленных омическими потерями в антенне от частоты

<i>f</i> , ГГц	0,3	1	3	10	30	60
T <sub>III</sub> A, K	0,018	0,04	0,06	0,09	0,18	0,3

Окончательно, располагая имеющимися данными, согласно приведенным формулам, произведем расчет всех составляющих шума для антенн ИСЗ, 3С1.

Произведем расчёт для антенны 3С1 (г.Алматы):

Определим яркостную температуру атмосферы с учётом того, что затухания  $L_{\rm a}$  и  $L_{\rm d}$  берутся для линии вниз (так как нас интересует приемная часть антенны):

$$T_{\text{s.a}} = \frac{260(1,0147 \cdot 1,4205 - 1)}{1,0147 \cdot 1,4205} = 79,6189 \text{ K};$$

сравнивая с рисунком 4.3, убеждаемся в правильности вычисления.

Яркостная температура Земли в итоге равна:

$$T_{g_3} = 290(1 - 0.1288)^2 = 220.1144 \,\mathrm{K}.$$

Яркостная температура излучения атмосферы, отраженного от земли:

$$T_{\text{g.a.3}} = 220,144 \cdot 0,1288^2 = 220,1144 \cdot 0,0166 = 3,6507 \text{ K}.$$

И в итоге суммируя, приняв шумы антенны, обусловленные омическими потерями примем равными 0,1 К (по таблице 4.6) и коэффициент, учитывающий интегральный уровень энергии боковых лепестков c=0,2 (по таблице 4.5), получаем значение эквивалентной шумовой температуры для антенны 3C1:

$$T_{A\,3C}=20+79,6189+0,2(220,1144+3,6507)+0,1=144,4719\,\mathrm{K}.$$

Рассчитаем эквивалентную шумовую температуру приемников 3С. Для земных станций она будет одинакова, так как применяется однотипное оборудование.

Для земных станций:

$$T_{\text{IIP}} = 290(2,5-1) = 434 \text{ K}.$$

(согласно техническим характеристикам оборудования приложение А)

Таким образом, полная эквивалентная шумовая температура приемной системы, состоящей из антенны, волноводного тракта и собственно приемника, пересчитанная к входу приемника будет равна:

для 3С1:

$$T_{\Sigma} = 144,4719 \cdot 0,8 + 290(1 - 0,8) + 434 = 607,57$$
 K.

Суммарную мощность шумов на входе приемников 3С определим:

$$P_{\text{III}\Sigma} = 1,38 \cdot 10^{-23} \cdot 607,57 \cdot 24 \cdot 10^6 = 1,794 \cdot 10^{-13} \text{ Bt.}$$

Подставляя известные величины получим для 3С1 город

$$G_{\Pi PM3C} = \frac{L_{0\downarrow} L_{\downarrow \partial on} \cdot P_{\text{III},\Sigma 3C} \cdot b}{9 \mu W M_{KC} \cdot \eta_{\text{IIP},3C}} \cdot \left(\frac{P_C}{P_{III}}\right)_{\Sigma} = \frac{3,27*10^{20}*2,15*1,79*10^{-13}*1,26*12,58}{50118,72*0,9} = 44506,84$$

Диаметр антенны 3С в г.Алматы:

$$D_A = \sqrt{G_{IIPM3C} \cdot \lambda_{\downarrow}^2 / 8} = \sqrt{44506,84 \cdot 0,0267 \cdot 0,0267 / 8} = 1,99 \text{ M}.$$

Результаты расчетов для других городов в таблице 4.7 Таблица 4.7 — Рассчитанные диаметры антенн 3C.

Город	G 3C (KazSat1)	$D_{1\Pi PM A}$ ,м
Алматы	44506,84	1,99

Анализируя полученные результаты расчетов для приемных земных станций можно выбрать антенны диаметром более 2м.

Так как расчет для линии вверх проводился для антенн диаметром 2,4 м, а антенна будет использоваться как на прием так и на передачу остановимся на диаметре 2,4 м.

# 4. Описание оборудования.

# 4.1 Приемники GPS и ГЛОНАСС.

Приёмники GPS индивидуального пользования

Наиболее распространенными являются приемники СРНС для индивидуального пользования водителями автомобильного транспорта. Они имеют размер карманного калькулятора с клавиатурой и

жидкокристаллическим дисплеем, на котором отображаются координаты пользователя, курс, расстояние и направление до контрольных точек маршрута, пройденный маршрут движения, карта местности, параметры видимых спутников

Стоимость такого приемника колеблется от 100 до 1000 долларов.

Для индивидуального пользования разработаны также устройства, которые представляют собой специальные портативные компьютеры с навигационной программой и цифровой картой, текущий фрагмент которой высвечивается на миниатюрном ЖК-дисплее. Примером могут служить приборы «CARIN» — Car Information and Navigation (Philips), «Travelpilot» (Bosch) и др. Это, по сути, электронные лоцманы, дающие указания водителю синтезированным голосом, заранее сообщая обо всех поворотах, стоянках и прочих особенностях данного маршрута.

Для точного определения своего местонахождения компьютер получает информацию от трех источников: от GPS-приемника, от электронного компаса и от датчиков пройденного пути, установленных на колесах. В считанные секунды с момента включения зажигания (и питания) система определяет свое местонахождение с точностью +/- 100 м, а затем, используя базу данных в CD-ROM, уточняет его до +/- 10 м. Достаточно указать с помощью специальных символов на дисплее конец маршрута, и через 5 секунд компьютер выдаст оптимальную траекторию движения.

Наибольшее распространение эти системы получили в европейских странах, где почти для любой местности составлены электронные цифровые карты. Диапазон цен на это оборудование простирается от 1500 до 7500 DM. Но есть и более доступные по цене навигационные приборы, например «Филипс-Рутфайндер», которые по внешнему виду напоминают электронную записную книжку и стоят около 500 DM. Вводя с клавиатуры исходный пункт и место назначения, пользователь менее чем за минуту получает детальное описание маршрута, длительность пути, время прибытия в конечный пункт и другие параметры. База данных для вычислений хранится на магнитной карточке, которая вставляется в считывающее устройство «Рутфайндера». Этим прибором можно пользоваться даже при пеших прогулках по незнакомому городу

Его сигнал содержит т.н. "псевдослучайный код" (PRN - pseudo-random code), эфимерис (ephimeris) и альманах (almanach). Псевдослучайный код служит для идентификации передающего спутника. Все они пронумерованы от 1 до 32 и этот номер, если это предусмотрено программой, показывается на экране GPS приемника во время его работы. Дополнительные номера предназначены для резервных спутников, которые так же находятся на орбите и в любой момент могут заменить вышедший из строя спутник.

Данные эфимериса, постоянно передаваемые каждым спутником, содержат такую важную информацию, как состояние спутника ( рабочее или нерабочее), текущая дата и время.

Данные альманаха передаются каждые 12.5 минут и говорят о том, где в течение дня должны находиться все GPS спутники. Каждый из них передает альманах, содержащий параметры своей орбиты, а также параметры всех других спутников системы. Последний полученный альманах сохраняется в памяти даже при выключенном питании, однако некоторые карманные модели приемников теряют эти данные, если вынуть из них батарейки на достаточно продолжительное время. Однажды запомненный альманах используется программой приемника для различных целей.

Ваш GPS приемник получает сигнал спутника, запоминает эфимерис и альманах для дальнейшего использования. Эта же информация используется для установки или коррекции часов приемника.

От чего зависит точность определения координат GPS приемников?

GPS приемник на основании полученной со спутников информации определяет расстояние до каждого спутника, их взаимное расположение и вычисляет свои координаты по законам геометрии. При этом, для определения 2-х координат (широта и долгота) достаточно получить сигналы с трёх спутников, а для определения высоты над уровнем моря - с четырёх.

Постоянно отслеживая Ваше местоположение в течение некоторого времени, приемник также может рассчитать скорость и направление Вашего движения.

Прямая видимость необходима для устойчивого приема сигнала со спутника. В автомобиле, среди высоких зданий, в горах или в глубоких ущельях возможности приемника GPS могут быть существенно ограничены. Если сигналы от некоторых спутников оказываются экранированы, то точность определения местоположения будет зависеть от оставшихся "видимыми" спутников. Чем большая часть неба заслонена искусственными или естественными предметами, тем более сложно определить положение.

Другим фактором, влияющим на точность GPS приемника, является геометрия спутников. Простыми словами, понятие "геометрия спутников" означает то, как они расположены относительно друг друга и GPS приемника. Если, например, приемник "видит" четыре спутника и все четыре расположены в северном и западном направлениях, то такая спутниковая геометрия не позволит получить максимальную точность. Если же эти четыре спутника будут находиться в разных направлениях, то точность значительно возрастет.

Другим источником ошибок является переотражение спутникового сигнала от различных объектов. Переотражение возникает при взаимодействии сигнала со зданиями или рельефом местности до того, как он достигнет приемной антенны. Такому сигналу требуется больше времени для достижения приемника, чем прямому. Это увеличение времени заставляет приемник считать, что спутник находится на большем расстоянии, чем на самом деле, что увеличивает ошибку при определении положения.

Существуют и другие источники погрешностей. Например, задержка прохождения сигнала из-за различных атмосферных феноменов. Однако GPS приборы спроектированы так, чтобы, по возможности, компенсировать возможные ошибки. Однако, небольшие погрешности измерений все же всегда присутствуют, но не превышают нескольких метров. Этого вполне достаточно для решения задач навигации подвижных объектов (туристы, автомобили, самолеты, корабли и т.д.). Где может пригодиться приемник GPS? Одним из важнейших преимуществ GPS систем навигации перед существовавшими ранее наземными системами является всепогодность.

Независимо от того, для каких целей Вы используете навигацию, GPS приемник готов показать Ваше местоположение - и именно тогда, когда вам это надо. GPS приемник может найти применение везде, кроме мест, где нельзя принимать спутниковые сигналы, т.е. в зданиях, под землей, под водой и т.п. В авиации на коммерческих и любительских самолетах и на море GPS приемники входят в состав навигационных систем. Наземное применение GPS очень разнообразно. Важное место занимает GPS в работе спасательных позволяет существенно сократить служб. GPS затраты, связанные с значительно работами поисковыми сократить время проведения спасательных операций.

В очень скором будущем навигационные системы с использованием GPS приемников станут стандартным оборудованием автомобилей. Некоторые базовые системы, как, например, вызов техпомощи и полиции на место аварии, уже начали внедряться (водитель нажал кнопку, GPS-приемник определил координаты и передал их вместе с сигналом вызова на диспетчерский центр и – выездная бригада уже знает, куда ехать). Внедряются также и другие системы, которые отображают на экране Ваше положение и помогают прокладывать маршрут в незнакомом городе. Для контроля передвижения спецавтомобилей (например, инкассаторских) и для борьбы с угонами начали использоваться системы, постоянно отслеживающие положение движущегося объекта на карте местности.

Какие **GPS** бывают приемники **GPS** осуществлять Одноканальным приемникам приходиться последовательно каждого GPS спутника. По ЭТОМУ каналу захват

осуществляется как слежение за спутниками, так и передача технической информации о состоянии спутника и системы в целом. Многоканальные GPS приемники используют несколько каналов для слежения за несколькими спутниками одновременно.

Многоканальные GPS приемники работают более эффективно, чем одноканальные. В идеальных условиях, со стационарно расположенным GPS приемником, когда нет никаких препятствий закрывающих видимость спутников, многолучёвого переотражения или других факторов снижающих точность, разница практически будет незаметна. Однако в реальных условиях, когда GPS приемник передвигается вместе с Вами или сигнал от спутников может прерываться, GPS приемник с большим числом каналов будет работать лучше.

Вам необходимо иметь, по крайней мере, 4-х или 8-и канальный GPS приемник для выполнения высокоточных работ с использованием фазовых измерений. Следует заметить, что большинство выпускаемых GPS приемников по крайней мере 8 или 12 канальные.

В настоящее время, например, компании Trimble и Globalsat предлагают GPS приемники с 9 или 12 и даже 20 каналами, например GPS приемник <u>BT-338</u>. Подробный обзор чипсета SirfIII и GPS приемника BT-338. Однако, на практике редко можно встретить место, где одновременно наблюдается более 9 спутников. GPS приемники, которые могут отслеживать по крайней мере 8 спутников одновременно вполне подходят для большинства приложений. Вместе с тем в условиях плотной городской застройки важную роль играют переотраженные сигналы. Для этого случая более эффективно работает GPS приемник с большим числом каналов.

Вам необходимо определиться, какой группы GPS приемник Вам необходим.



- Карманные GPS навигаторы

• Портативные навигаторы позволяют ориентироваться по точкам, прокладывать маршруты и отслеживать пройденный путь. Некоторые модели имеют возможность загрузки карт. Память для карт может составлять в этих моделях 8 - 24 МБ. В среднем карта одной области России занимает от 1 до 4 МБ. Функции электронного компаса и барометрического высотомера, как правило, имеются. В туристическом походе, на охоте или рыбалке карта не столь актуальна (ну какая может быть карта для водной глади?), то подойдут модели без памяти для карт, но зато защищТнные от влаги. Чаще всего стоит задача вернуться в

исходную точку, которую можно внести в память перед отправлением. Эти компактные приборы легко ложатся в ладонь, могут переноситься в кармане, не занимают много места в рюкзаке. К такой группе можно отнести серию <u>eTrex</u> от фирмы Garmin, серию "трехсотых" приборов от MAGELLAN, GM100 от HOLUX.

- Носимые GPS навигаторы Эти приборы имеют несколько большие габариты, как правило, больший по размеру экран, а также возможность работы с выносной антенной. Для переноски навигаторов этой группы используют специальные чехлы с креплением на поясе. К этой группе относятся приборы GPS 12, GPS 72, GPS 76 и eMap от Garmin, iFinder от Lowrance
- Для автомобиль установки В автомобиле использовать почти любые ОНЖОМ навигаторы, поддерживающие картографию, но есть и специализированные модели. Такие приборы которые размещаются на приборной панели автомобиля иногда работают с выносной антенной и имеют большой черно-белый или цветной экран. Сюда можно отнести модели Street Pilot, GPS 128/126, <u>GPSMAP276</u>, LMS320 (эхолот + GPS) и много других моделей от разных фирм-производителей.
- Для катеров и яхт Владельцам катеров и яхт система навигации просто необходима. Для тех кто ищет серьезное оборудование для использования не только на реке, но и на море лучше использовать навигационное оборудование Furuno. Оно может быть объединено в сеть, включающую GPS модуль, эхолот, локатор и картплоттер дисплей, отображающий карты. Данная система поддерживает картографический стандарт с-тар. Морские и речные карты в данном формате наиболее совершенны и, что немаловажно, доступны. Выбор приборов этой группы очень большой. Это RAYTHEON, INTERPHASE и множество других комплексов



- На базе КПК

• GPS навигационные комплекты на базе КПК используют встроенный GPS приемник, например Pocket LOOX N520, или внешний GPS приемник, например BT-308, соединяющийся с КПК, как правило, через Bluetooth. Навигаторы также могут встраиваться в различные системы

такие, как противоугонные комплексы или системы мониторинга грузового транспорта.

Приемник работает следующим образом.

навигационный сигнал (201)через антенный разъем изображенного фиг.2, поступает радиочастотного модуля, на на малошумящий усилитель (202), где усиливается, затем поступает полосовой фильтр (203), который подавляет помехи, лежащие за пределами частотных полос сигналов GPS/GALILEO и ГЛОНАСС, после чего сигнал поступает на делитель мощности (204), где разделяется на два сигнала. Каждый из сигналов поступает на вход радиочастотного модуля (206, 207), в котором осуществляется формирование квадратурного сигнала и усиление. Усиленный сигнал подается на вход двухканального аналогоцифрового преобразователя (208, 209), на выходе которого получаются два оцифрованных соответствующих отсчетов, квадратурным компонентам сигнала. Формирование опорных частот для преобразования и GPS. ГЛОНАСС **GALILEO** осуществляется оцифровки сигналов И генератором опорных колебаний (205). Выходные данные радиочастотного модуля ГЛОНАСС передаются в блок корреляторов ГЛОНАСС, а выходные модуля GPS/GALILEO передаются радиочастотного корреляторов GPS/GALILEO. Также выходные данные радиочастотного модуля ГЛОНАСС и радиочастотного модуля GPS/GALILEO передаются в определения узкополосных помех. Выходные данные корреляторов и блока определения узкополосных помех передаются в преобразователь интерфейса, где преобразуются в последовательный формат. После преобразования данные передаются для дальнейшей обработки во внешний компьютер.

В блок определения узкополосных помех, представленный на фиг.3, поступают сигналы с радиочастотных модулей ГЛОНАСС и GPS/GALILEO. Сигнал с радиочастотного модуля ГЛОНАСС направляется предобработки сигнала ГЛОНАСС (301), реализующий функцию короткого КИХ-фильтра (303), характеристика которого согласованна с фрагментом сигнала одного из спутников ГЛОНАСС, а ее длительность не превышает двух микросекунд. Профильтрованный в блоке предобработки сигнал ГЛОНАСС подается на блок БПФ (304), а выход БПФ является выходом всего предобработки. КИХ-фильтр В блока предобработки ГЛОНАСС периодически загружается импульсная характеристика, соответствующая разным спутникам ГЛОНАСС, что, в конечном счете, обеспечивает анализ помех в полосе всех спутников. Загрузка новых коэффициентов КИХ-фильтра осуществляется формирователем импульсных характеристик спутников ГЛОНАСС (304). Сигнал с радиочастотного модуля GPS/GALILEO поступает в аналогичный блок предобработки сигналов GPS/GALILEO (302) и далее в блок БПФ (308), выход которого является выходом всего определителя узкополосных помех. В блоке предобработки также реализован КИХ-фильтр (305), параметры которого загружаются

формирователем импульсной характеристики для сигнала GPS и GALILEO (306). Результаты БПФ передаются через преобразователь интерфейса во внешний компьютер.

Сигнал с радиочастотного модуля ГЛОНАСС, поступивший в блок корреляторов первого и второго типа ГЛОНАСС, разветвляется на все имеющиеся корреляторы ГЛОНАСС. Сигнал с радиочастотного модуля GPS/GALILEO, поступивший в блок корреляторов первого и второго типа GPS/GALILEO, разветвляется на все имеющиеся корреляторы GPS/GALILEO. Оцифрованные сигналы ГЛОНАСС и GPS/GALILEO также поступают в преобразователь интерфейса.

Блок корреляторов первого типа (один или несколько) представлен на фиг.4а и 4б. Он содержит элементы памяти, хранящие текущий диапазон коррелируемых позиций, приращение коррелируемой позиции за одну эпоху (401) и образец (реплику) навигационного сигнала (402). Данный образец сигнала может быть соответствующим образом предыскажен в зависимости величины доплеровского смещения ожидаемой сигнала, узкополосных помех в сигнале и других факторов. Загрузка перечисленных параметров производится из внешнего компьютера через преобразователь интерфейса. В состав блока корреляторов первого типа также входит массив исполнительных устройств (404), выполняющих операцию свертки входного сигнала с хранимой в корреляторе репликой. Сформированный таким образом массив вычисленных корреляций поступает на выход блока корреляторов первого типа, который подсоединен к преобразователю интерфейса. На один из входов каждого исполнительного устройства корреляторов (далее - первый вход) подается навигационный сигнал (x), на другой вход - реплика (h). Для параллельного вычисления корреляций, соответствующих разным позициям из требуемого диапазона позиций, навигационный сигнал с входа блока корреляторов поступает в линию задержки с отводами (405), охватывающую требуемый диапазон позиций, а отводы от элементов задержки подсоединены к первым входам исполнительных устройств корреляторов. Альтернативным способом реализации того же принципа является подача на вход линии задержки с отводами (406) хранимой в блоке корреляторов реплики (402) и отводов от вторым подсоединение элементов задержки входам исполнительных устройств корреляторов (404).

Блок корреляторов второго типа состоит ИЗ массива независимо корреляторов, конфигурируемых представленных фиг.5. Каждый коррелятор второго типа содержит элементы памяти, хранящие позицию начала корреляции, приращение позиции начала корреляции за одну эпоху (501), образец (реплику) навигационного сигнала (502), а также StateID (503). Загрузка новых параметров и StateID осуществляется таким образом, что все параметры вступают в силу одновременно. При этом каждый раз коррелятору передается новый StateID. Навигационный сигнал, поступающий на вход коррелятора, подается на блок предобработки (504), принцип действия которого схож с блоком предобработки корреляторов первого типа. Выход блока предобработки соединен с входом исполнительного устройства (505), на другой вход которого подается реплика. Выход исполнительного устройства коррелятора второго типа соединен с преобразователем интерфейса. Вместе с результатами корреляций на выход корреляторов также передается StateID.

Результаты работы корреляторов вместе с соответствующим StateID через преобразователь интерфейса передаются внешний компьютер и во используются для реализации функций поиска, слежения, декодирования и расчета навигационных данных. Перед отправкой эти данные собираются в Интервал следования фиксирован, кадры. кадров позволяет компьютеру по порядковому номеру кадра определять время его следовательно, определять время, к которому относятся передаваемые кадре данные. В обратном направлении В внешнего компьютера на преобразователь интерфейса и далее в корреляторы передаются новые параметры, но в отличие от кадров с результатами работы корреляторов процесс передачи новых параметров корреляторам периодичен И не синхронизирован c передачей кадров, содержащих Обмен StateID результаты работы корреляторов. между внешним компьютером и корреляторами позволяет реализовать петли слежения за доплеровским сдвигом с учетом задержек поступления новых параметров на корреляторы второго типа, за счет чего решается проблема корреляторов управляющей синхронизации И программы внешнем компьютере.

Во время фазы поиска новых спутников используются корреляторы первого типа. Поиск осуществляется последовательно от спутника к спутнику. Наличие нескольких блоков корреляторов первого типа позволяет одновременно вычислять корреляции не только для разных позиций, но и для нескольких доплеровских смещений, так как в каждый блок корреляторов первого типа может быть загружена своя реплика. Корреляторы второго типа используются на завершающей стадии поиска и во время сопровождения спутников.

Исполнительные устройства корреляторов первого и второго типа устроены одинаково. В них выполняется простая операция свертки входного сигнала, поступающего на первый вход исполнительных устройств, с репликой, поступающей на второй вход исполнительных устройств. Длина свертки соответствует одной эпохе. После вычисления корреляции в блоке корреляторов первого типа или в корреляторах второго типа позиция начала корреляции увеличивается на хранимое в корреляторах приращение. Если со стороны внешнего компьютера коррелятору (блоку корреляторов) поступила команда с новыми параметрами, эти параметры записываются в память коррелятора и вступают в силу при расчете следующей корреляции. Новые параметры коррелятору включают в себя позицию либо ее изменение относительно предыдущей позиции, приращение позиции за одну эпоху, реплику и StateID.

Команды корреляторам формируются программой внешнем компьютере, работающей под управлением любой операционной системы на любом универсальном процессоре, при этом никаких специальных требований по обеспечению режима реального времени к операционной системе не предъявляется. Структурная схема взаимодействия приемника ГЛОНСС/GPS/GALILEO И внешнего компьютера представлена Сформированные программой навигации и управления приемником (610) команды поступают в драйвер устройства (609) и далее по физическому интерфейсу, тип которого не имеет принципиального значения, передаются в преобразователь интерфейса приемника (601). Драйвер устройства содержит FIFO для хранения команд корреляторам и другим блокам приемника (603), причем в случае наличия в FIFO нескольких команд, предназначенных одному и тому же исполнительному устройству, часть этих команд может быть удалена либо изменена с учетом информации из удаляемых команд. Команды, предназначенные одному и тому же исполнительному устройству приемника, конфликтующими. Возникновение конфликтующих объясняется ограниченной пропускной способностью интерфейса приемника и неравномерной скоростью работы программы на внешнем компьютере. В случае конфликта приоритет отдается последней по времени команде, при этом прежние конфликтующие команды из FIFO удаляются, а содержание последней по времени команды изменяется с учетом параметров из удаленных команд. Для реализации описанного алгоритма в драйвере устройства конфликтующих предусмотрен специальный менеджер команд Информация об изменении состава команд и формируемых драйвером StateID, передается назад в программу.

Помимо FIFO команд драйвер устройства (приемника) содержит FIFO принимаемых из приемника кадров (604), содержащих результаты работы корреляторов, данные с блока определения узкополосных помех оцифрованный сигнал с выхода радиочастотного модуля. С выхода FIFO эти кадры поступают в программу навигации и управления приемником, которая анализирует содержащуюся в них информацию, определяет на основе ее, а также из перечня сохраненных в драйвере переданных приемнику команд настройки корреляторов, ДЛЯ которых результаты корреляций, и на базе совокупности этих данных формирует команды различным исполнительным устройствам приемника. Помимо этого программа навигации и управления приемником формирует "сырые данные", решает навигационную задачу и передает ее результат пользовательским приложениям, запущенным на том же универсальном процессоре.

Информация об изменении состава команд и формируемых драйвером StateID из драйвера устройства (приемника) поступает в блок определения параметров корреляторов по StateID. В этот же блок поступают кадры из входного FIFO драйвера (604). Далее по номеру кадра и StateID в блоке определения параметров корреляторов по StateID (608) определяются момент времени и настройки коррелятора, в соответствии с которыми были получен

корреляций. Задержка доставке результаты В управляющих корреляторам приводит к тому, что настройки корреляторов, в соответствии с которыми определялись корреляции, соответствуют более ранним командам. Для компенсации этого эффекта в процедуре поиска и сопровождения (607)фактические результаты работы спутников корреляторов пересчитываются в новый набор данных, который соответствует последним командам, посланным корреляторам. Пересчитанные результаты корреляций используются для выработки сигнала ошибки и подстройки следящих систем сопровождения спутников, а также для формирования "сырых данных". При этом способ пересчета может варьироваться в зависимости от используемых алгоритмов системами определения сигнала подстройки. В частности, вместо пересчета результатов корреляций в новую позицию, соответствующую текущим параметрам следящей системы, разница в позициях может быть учтена при вычислении сигнала ошибки. Блок "сырых данных" (606)формирования вычисляет псевдоизмерения (псевдодальности и псевдоскорости). Блок навигации (605) вычисляет позицию скорость пользователя. Важно отметить. синхронизированными с генератором опорных колебаний приемника (611), каковым чаще всего служит ТСХО, являются только сам приемник (601) и входное FIFO драйвера (604). Остальные модули драйвера и управляющей программы работают по отношению к приемнику в асинхронном режиме.

# 4.2 Система передачи информации с НКА в центр управления полетами.

НКА принадлежащие системе ГЛОНАСС и летающие в космосе. Наземный сегмент. Самое главное в любой системе на мой взгляд. Его можно разделить на 3 части:

- о Средства выведения спутников на заданную орбиту;
- о НКУ наземный комплекс управления;
- о Комплекс формирования навигационной информации;

Средства выведения спутников на заданную орбиту. Это космодромы, полигонные измерительные комплексы, плавучие измерительные комплексы и другие измерительные комплексы, расположенные на территории станы.

НКА. В него входят командно-измерительные системы по всей территории нашей страны . Центр управления полётами. Баллистический центр. НКА выполняет следующие задачи:

о проведение измерений траектории движения спутников с целью определения, прогнозирования и непрерывного уточнения орбит всех НКА в ОГ;

- о передача массивов служебной информации в память бортовых компьютеров всех НКА и контроль зав прохождением информации;
- о контроль работы бортовых систем НКА и диагностика их состояния по принимаемой телеметрической информации;
- о управление полётом НКА и работой их бортовых систем;
- о планирование работы технических средств НКА, автоматизированная обработка и передача информации между элементами НКУ

Комплекс формирования навигационной информации. Состоит из системы управления, измерения и контроля (СУИК), аппаратуры контроля навигационного поля и центра управления системой.

#### Основные задачи комплекса:

- о формирование массивов служебной информации;
- о контроль информации в навигационных сообщениях спутников;
- о контроль характеристик навигационного поля;
- о и другие задачи.

#### Сегмент потребителей.

Это всё множество навигационных приёмников, использующих данную навигационную системы для местоопределения. С точки зрения спутников и наземного сегмента количество потребителей не может быть ограниченно. И нельзя сказать, например, сколько потребителей в данный момент времени использую систему ГЛОНАСС. По большому счету, система ничего не знает о потребителях, кроме того что они есть. Принято классифицировать аппаратуру потребителя по типу среды использования следующим образом:

- о Авиационные приёмники
- о Морские приёмники
- о Космические приёмники
- о Сухопутные приёмники
- о Другие приёмники

## 5 БЕЗОПАСНОСТЬ ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТИ

#### 5.1 Анализ условий труда

В данном дипломном проекте рассматривается использование ГНСС для определения координат низкоорбитальных КА. Требуется операторы и операторская комната. Не посредственно с операторской комнаты будет производиться налаживание операторами связи, происходит в помещении

65м<sup>2</sup>, где работает 5 сотрудников, помещение имеет следующие габариты: длина 10м, ширина 6,5м и высота 3м. Из оборудования в помещении присутствуют 3 компьютера, 1 под связывающийся проводная подстанция.

При работе мелкая пайка производиться не будет, поэтому помещение относиться по пожарной опасности к категории Д, то есть взрывоопасносных предметов и легко возгораемых предметов нет.

Сотрудники могут подвергаться следующим опасностям и вредным воздействиям:

- опасность поражения электрическим током;
- пожарная опасность;
- слабое освещение;
- плохая вентиляция;
- неправильный микроклимат;
- опасная концентрация вредных веществ;
- шум;
- психофизиологические факторы.

В состав работников входить 5 операторов который будет заниматься налаживание связи. Рабочий день сотрудников будить длиться 8 часов без учета обеднев перерывов 5 дни недель что составляет 40 часов недель соответствие с гостотрудами на территорий РК ниже будить представлено схема операторский комнаты помещение имеется 5 компьютерных 1 подстанция для организаций непредвиденных ситуаций экстренных связи и налитки ее.

Поскольку сотрудники, работающие за ПК, выполняют различные задачи, которые требуют повышенной концентрации внимания, то после каждого часа необходим перерыв на 10мин и за смену работа за компьютером не должна превышать 4 часов. Невыполнение выше перечисленных условий может привести к переутомлению сотрудника, что может стать причиной в допущении ошибок при решении задач разработки звездного датчика. Площадь рабочего места пользователя ПК должна составлять не менее 6 м<sup>2</sup>. В помещениях должна проводиться ежедневная влажная уборка систематическое проветривание после каждого часа работы. Шумящее оборудование (печатающие устройства, сканеры, серверы и тому подобные), уровни шума которого превышают нормативные, должно размещаться вне рабочих мест сотрудников.

Что касается паяльной станции, на ней сотрудники будут осуществлять паяльные работы при сборке ЗД. При работе сотрудники обязаны надевать специальную одежду и соблюдать технику безопасности, касающуюся паяльной станции. Во избежание загазованности при работе должна быть включена вытяжка. Работа за паяльной станцией не должна превышать 5 часов, после работы сотрудник должен убрать рабочее место, обработав его специальным раствором и выполнить правила гигиены (прополоскать рот и вымыть руки). Площадь рабочего места составляет 6м<sup>2</sup>.

Рабочий день сотрудников длится 8 часов без учета на обеденный перерыв, 5 дней в неделю, что составляет 40 часов в неделю в соответствии с ГОСТами о труде на территории РК.

Ниже представлена схема помещения и расположение рабочих мест с выносками на габариты помещения и габариты рабочих мест сотрудников.

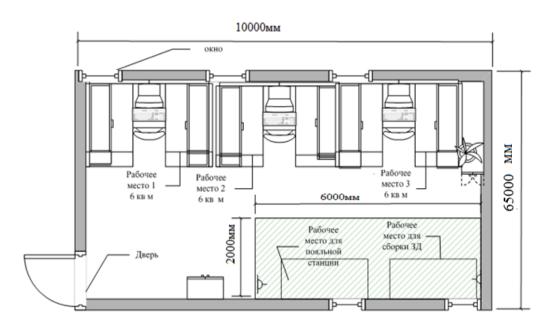


Рисунок 3.1 - План размещения оборудования и рабочих мест в помещении по сборке 3Д

Пояснение по схеме.

В помещении 5 работников, с учетом требований СНиП РК 3.02-04-2009 и МСН 3.02-03-2002 на одного человека должно приходится не менее 6 м² площади помещения без учета площади, предназначенной для размещения оргтехники. Наше помещение имеет площадь  $65 \text{ м}^2$ , из них  $5 \text{ м}^2$  занимают шкафы оборудования, значит на одного работника приходится  $6 \text{ м}^2$  площади помещения, что удовлетворяет требованиям. Превышающего допустимый парог шума ,взрывоопасного и таксичног как вещества так и оборудования в помещении нет таким образом дополнительных средств реконструкции помещения не требуется ,кроме мелкой переносной перегородки стола с поялной станцией и стола сборки звездного датчика при необходимости .В остальном помещение находится на 1-ом этаже 3-х этажного здания .

Впомещении имеется

- 3 компьютера
- 5 столов
- 2 шкафа
- 1 пояльная станция

#### 5.2 Расчет естественного освещения помещения

Естественное освещение по своему спектральному составу является наиболее благоприятным. По конструктивным особенностям естественное освещение подразделяется на боковое, осуществляемое через световые проемы в наружных стенах (окна); верхнее, осуществляемое через световые проемы в покрытии и фонари; и комбинированное — сочетание верхнего и бокового естественного освещения.

Естественное освещение характеризуется коэффициентом естественной освещенности КЕО (e). КЕО — отношение естественной освещенности, создаваемой в некоторой точке заданной плоскости внутри помещения светом неба (непосредственном или после отражений), к значению наружной горизонтальной освещенности, создаваемой светом полностью открытого небосвода, %.

При боковом естественном освещении нормируется минимальное значение ( $e_{\text{мин}}$ ), при верхнем и комбинированном освещениях нормируется среднее значение КЕО (согласно СНиП II-4-79 «Естественное и искусственное освещение»).

Если по условиям технологического процесса возникает необходимость обеспечения различных уровней освещенности на разных участках помещения, допускается деления помещения на зоны с боковым освещением – зоны, примыкающие к наружным стенам с окнами, и зоны с верхним освещением.

Для помещения о минимальным размером объекта различия является точка размером  $0.5{-}1.0$  мм, то есть работа относится к категории работ средней точности – IV.

Нормированные значения КЕО приводятся для III пояса светового климата СНГ, для остальных поясов (I,II,III,IV,V) светового климата СНГ нормированные значения КЕО определяются по формуле:

$$e_{H}^{I,II,IV,V} = e_{H}^{III} \cdot m \cdot c \tag{3.1}$$

где  $e_{H}^{III}$  – значение КЕО для III пояса;

т – коэффициент светового климата;

c- коэффициент солнечного климата.

В таблице 4.1 приведены значения m и с для города Алматы (IV пояс).

Расчет естественного освещения заключается в определении площади световых проемов. Которые необходимы для нормального поподания естетвенного освещения в помещения не создавая при этом ни каких помех рабочему процеесу и не несет вред работникам данного помещения

Исходные данные взяты из таблицы:

Операторский зал имеет размеры:

Длина - L=10м;

Ширина – В=6,5м; Высота – Н=3м.

Таблица 3.1 – Значение коэффициентов m и с (СНиП II-4-79)

Пояс светового	С при световых проемах				
климата	m	В стенах зданий	В фонарях трапецаид альных	Вфонарях типа шед	При зфонаря Зинитного типа
Алматы	0.9	0.75	0.85	0.95	0.85

Высота рабочей поверхности над уровнем пола 1м, окна начинаются с высоты 1м, высота окон 1,6м. Помещение находится в городе в Алматы , т.е. IV световой пояс. Затеняющих зданий нет.

При боковом освещении определяем площадь боковых проемов (окон)  $S_0$ , обеспечивающую нормированные значения КЕО, по формуле

$$S_0 = \frac{S_{II} \cdot e_H \cdot \eta_0 \cdot \kappa_{3II} \cdot \kappa_3}{100 \cdot \tau_0 \cdot r_1}$$
 (3.2)

где  $S_{\Pi}$  - площадь пола помещения;

ен – нормированное значение КЕО;

 $\eta_0$  — световая характеристика окон;

 $\kappa_{3Д}$  – коэффициент, учитывающий затенение окон противостоящими зданиями;

к<sub>3</sub> – коэффициент запаса;

 $\tau_0$  – общий коэффициент светопропускания;

 $r_1$  — коэффициент, учитывающий повышение КЕО при боковом освещении благодаря свету, отраженному от поверхности помещения и подстилающего слоя, прилегающего к зданию .

Определим значения всех составляющих:

$$S_{\Pi}$$
=B·L=6,6·10=65 м<sup>2</sup>   
 $e_{H}$ = $e_{H}^{III}$ ·m·c (3.3)   
 $m$ =0.9; c=0.75 (таблица 4.1)   
 $e_{H}^{III}$ =1.2   
 $e_{H}$ =1.2·0.9·0.75=0.81

Определим  $\eta_0$ . Отношение длины к глубине (т.е. наиболее удаленной точки от окна) равна 10:5.2=1.8

Отношение

 $B:h_1=6,5:3.6=1.3$ 

 $h_1$ =1+1.6=2.6 м, т.к. окна начинаются с высоты 1м.  $h_1$  – высота от уровня рабочей поверхности до верха окна. Отсюда  $\eta_0$ =10.5

В качестве светопропускающего материала используем пустотелые стеклянные двойные открывающиеся блоки, вид несущих покрытий – железобетонные фермы. Из таблицы принимаем значения

$$\tau_1$$
=0.5;  $\tau_2$ =0.6;  $\tau_3$ =0.8,

$$\tau_0 = \tau_1 \cdot \tau_2 \cdot \tau_3 = 0.5 \cdot 0.6 \cdot 0.8 = 0.24$$
.

Средний коэффициент отражения в помещении  $\rho_{CP}$ =0.5, принимаем одностороннее боковое освещение.

Определяем значение  $r_1$  из таблицы 3.1.

Принимаем  $r_1$ =1,9

Коэффициенты  $K_{3Д}=1$  и  $K_{3}=1,2$ 

Подставляя все значения в формулу, получаем

$$S_0 = \frac{21 \cdot 0.81 \cdot 10.5 \cdot 1 \cdot 1.1}{100 \cdot 0.24 \cdot 1.9} = 2,4 \text{ m}^2$$

Так как высота оконных проемов равна 1,6 м, то, следовательно, длина их составит:

$$2,4:1.6=2 \text{ M}.$$

Таким образом, площадь световых проемов составит 3,2м<sup>2</sup>.

# 5.3 Расчет искусственного освещения

Расчет производится в основном по двум методам: метод коэффициента использования и точечный метод. Метод коэффициента использования предназначен для расчета общего равномерного освещения горизонтальных поверхностей при отсутствии крупных затеняющих предметов.

По точечному методу рассчитывается общее локализованное освещение, общее равномерное освещение при наличии существенных затенений и местное освещение.

Метод коэффициента использования

Исходные данные. Помещение имеет: длину L=10м, ширину B=6м, высоту H=3м. Потолок свежепобеленный, светлые стены с незавешенными окнами. Разряд зрительной работы — IV. Нормируемая освещенность по таблице равна 300 лк. Принимаем систему общего освещения люминисцентные лампы ЛБ мощностью 40 Вт, световой поток  $\Phi_n$ =3120 лм . Коэффициенты отражения потолка, стен, пола:

$$\rho_{\text{not}} = 70\%$$
;

$$\rho_{\text{стен}} = 50\%$$
;

$$\rho_{\text{пола}} = 30\%$$
.

Расчетная высота подвеса – рабочая поверхность находится на высоте 1м от пола, высота свеса ламп 0 м, следовательно,

$$h=3-(1+0)=2$$
 M.

Наивыгоднейшее расстояние между светильниками определяется как

$$Z=\lambda \cdot h, M,$$
 (3.4)

где  $\lambda$ -коэффициент наивыгоднейшего расстояния между светильниками,  $\lambda$ =1,2 м.

$$Z=1,2\cdot 2=2,4 \text{ M}.$$

Принимаем 1 ряд светильников с расстоянием от стен по 1,3 м, между рядами по 2 м.

Определяем индекс помещения по формуле

$$i = \frac{L \cdot B}{h \cdot (L + B)},\tag{3.5}$$

$$i = \frac{10.6}{2.(10+6)} = 1.8.$$

Коэффициент использования по таблице  $\eta$ =47%

Коэффициент запаса по таблице

$$K_3=1,2$$

Подставляя в формулу эти значения, определяем количество люминесцентных ламп

$$N = \frac{E \cdot k_3 \cdot S \cdot Z}{N \cdot \Phi_{II} \cdot \eta}$$
 (3.6)

где Е – заданная минимальная освещенность;

к<sub>3</sub> –коэффициент запаса;

S – освещаемая площадь;

Z – коэффициент неравномерности освещения, Z=1,1-1,2;

n – число светильников (намеченное до расчета).

$$N = \frac{300 \cdot 1.2 \cdot 7 \cdot 3 \cdot 2.4}{3120 \cdot 47} = 3$$
 лампы

Размещаем в один ряд 2 лампы с расстоянием между ними 2 м (учитывая, что длина лампы 1213,6 мм).

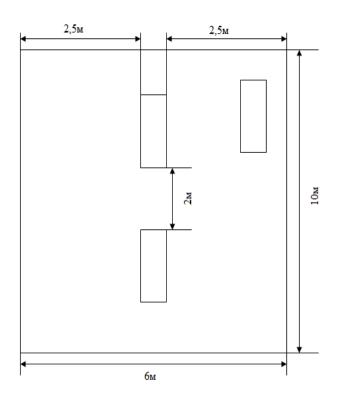


Рисунок 3.2 – Расположение ламп в помещении

Всего для создания нормируемой освещенности 300 лк необходимо 3 лампы ЛБ мощностью 40 Вт (рисунок 3.2).

## 5.4 Расчет системы вентиляции.

В основу расчета всех систем вентиляции лежат приближенные методы, учитывающие с помощью коэффициентов различные факторы, влияющие на производительность вентиляции. Чем больше коэффициентов входит в расчетные формулы, тем больше факторов они учитывают и точнее дают результаты.

Однако в ряде случаев допустимо применение и менее точных формул с обобщенными коэффициентами, учитывающими несколько факторов или только наиболее значимые из них. Применение такого метода оправдано тем, что фактическая производительность любой рассчитанной, спроектированной и смонтированной вентиляции проверяется как перед пуском, таки в процессе эксплуатации. Если обнаруживаются отклонения от требуемых показателей, то они устраняются изменением производительности вентилятора.

Расчет систем вентиляции производится в следующей последовательности.

Длина участка 1 - l = 0,5 м;

Длина участка 2 - l = 7 м;

Длина участка 3 - l = 4 м;

Длина участка 4 - l = 3м;

Длина участка 5 - l = 10 м.

Сначала найдём требуемое количество подаваемого воздуха по фактору «тепловыделение». Оно рассчитывается по формуле:

$$L = \frac{Q_{_{\text{M36}}}}{C_{_{B}}(t_{_{yx}} - t_{_{d[}})\gamma_{_{B}}},$$
(3.7)

где Q<sub>изь</sub> – избытки теплоты;

 $C_B = 0.24$  ккал/кг-град – теплоёмкость воздуха;

 $t_{yx}$  –температура уходящего воздуха;

 $t_{\text{вх}}$  –температура поступающего воздуха;  $(t_{\text{ух}} - t_{\text{вх}} = 3 \, ^{\circ}\text{C})$ ;

 $\gamma_{\rm B} = 1,206 \ {\rm кг/m}^3 - {\rm плотность} \ {\rm воздуха}.$ 

Избыточное тепло можно найти из выражения:

$$Q_{_{\rm H36}} = Q_{\rm o6} + Q_{_{\rm T}} + Q_{\rm p} - Q_{\rm ot} \,, \tag{3.8}$$

где  $Q_{of}$  – тепло, выделяемое офисным оборудованием;

 $Q_{\pi}$  – тепло, выделяемое людьми;

 $Q_p-$  тепло, вносимое солнечной радиацией;

Q<sub>от</sub> – теплоотдача в окружающую среду.

Значения  $Q_p$  и  $Q_{or}$  примерно равны, поэтому избыточное тепло образуется только за счёт персонала и оборудования.

Тепло, выделяемое людьми, найдём по формуле:

$$Q_{\pi} = K_{\pi}(q - q_{\text{norp}}), \tag{3.9}$$

где  $K_{\pi}$  — количество людей в помещении, q — тепло, выделяемое одним человеком,  $q_{\text{потр}}$  — тепло, поглощаемое одним человеком.

$$Q_{\pi} = K_{\pi} \cdot (q - q_{\text{потр}}) = 5 \cdot (425 - 310) = 575$$
 ккал/час.

3 персональных компьютера имеют мощность:

$$3.250 = 750 \text{ BT} = 0.75 \text{ kBT}.$$

Одна паяльная станция малой мощности:

$$1.150 \text{ BT} = 0.15 \text{ kBT}.$$

Общая мощность офисной техники равна 0.85 кBt. Значение  $Q_{\text{об}}$  можно определить из соотношения

$$Q_{oo} = 860 \cdot P_{oo} \cdot \eta, \tag{3.10}$$

где 860 — тепловой эквивалент 1 кВт·час;  $P_{o6}$  — потребляемая мощность, кВт;  $\eta = 0.95$  — коэффициент перехода тепла в помещение.

 $Q_{ob} = 860 \cdot 0.80 \cdot 0.95 = 694.6$  ккал/час.

Найдём величину L:

$$L = \frac{Q_{_{\rm I}} + Q_{_{\rm O}6}}{C_{_{\rm B}} \cdot (t_{_{\rm yx}} - t_{_{\rm Bx}}) \cdot \gamma_{_{\rm B}}} = \frac{570 + 694,6}{0,24 \cdot 3 \cdot 1,206} = 1200 \, \text{m}^3/\text{y} \; .$$

Требуемое количество воздуха по фактору «тепловыделение» для всех проветриваемых помещений  $L=1400~{\rm m}^3/{\rm q}$ . Находим площадь поперечного сечения и диаметр участков воздуховода по формуле:

$$S = \frac{L}{3600 \cdot V}, \,\mathrm{M} \tag{3.11}$$

где L – количество воздуха по фактору «тепловыделение»;

V-допустимая скорость движения воздуха по трубам, принимаемая по рекомендациям, м/с.

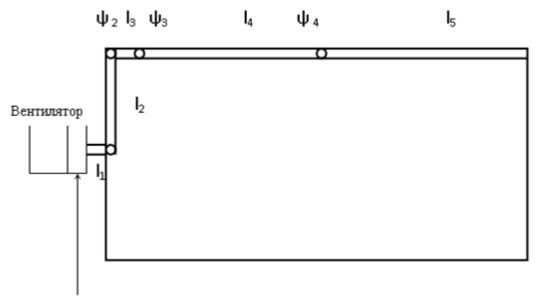


Рисунок 3.3 – Схема вентилируемого помещения

 $S_1=1200/(3600*12)=0.028 \text{ m}^2$ ;  $S_2=1200/(3600*10)=0.033 \text{ m}^2;$  $S_3=1200/(3600*7)=0,048 \text{ m}^2;$  $S_4=1200/(3600*5)=0,067 \text{ m}^2;$  $S_5=1200/(3600*10)=0.033 \text{ m}^2$ ;  $d_1 = 0.19 \text{ M};$  $d_2 = 0.20 \text{ m}$ ;  $d_3 = 0.25 \text{ m};$  $d_4 = 0.29 \text{ m};$  $d_5 = 0.20 \text{ M}.$ 

Найдём потери напора на прямых участках.

$$h_1 = \sum_{i=1}^{5} \lambda \frac{l_i}{d_i} \cdot \frac{v^2}{2g},$$
 (3.12)

где  $\lambda_{\rm T}$  – коэффициент на трение по длине  $\lambda = 0.02$ ;

v - средняя скорость воздуха на рассчитываемом участке воздушной сети, м/с;

 $l_{i}$  – длина участка трубы, м;

d<sub>i</sub>- принятый диаметр трубы на участке, м;

$$g$$
 – ускорение свободного падения,  $9.81 \text{ м/c}^2$ . 
$$h_{11} = \frac{0.02 \cdot 0.5 \cdot 12^2}{0.19 \cdot 2 \cdot 9.81} = 0.38 \text{ м}.$$
 
$$h_{12} = \frac{0.02 \cdot 0.5 \cdot 12^2}{0.2 \cdot 2 \cdot 9.81} = 1.02 \text{ м}.$$

$$h_{13} = \frac{0.02 \cdot 0.5 \cdot 12^{2}}{0.25 \cdot 2 \cdot 9.81} = 0.10 \,\mathrm{M}.$$

$$h_{14} = \frac{0.02 \cdot 0.5 \cdot 12^{2}}{0.29 \cdot 2 \cdot 9.81} = 0.31 \,\mathrm{M}.$$

$$h_{11} = \frac{0.02 \cdot 0.5 \cdot 12^{2}}{0.2 \cdot 2 \cdot 9.81} = 1.02 \,\mathrm{M}.$$

$$\Sigma h_{1} = 1.91 \,\mathrm{M}.$$

Найдём местные потери.

 $\psi_1$ = 1,1 – поворот на 90°;

 $\psi_2$ = 1,1 – поворот на 90°;

 $\psi_3 = 0.3$  – внезапное расширение;

 $\psi_4 = 0.3$  – внезапное расширение.

$$h_{Mi} = \psi_{i} \frac{v^{2}}{2g}$$

$$h_{M1} = \frac{1,1 \cdot 12^{2}}{2 \cdot 9,81} = 8,07 \text{ M};$$

$$h_{M2} = \frac{1,1 \cdot 10^{2}}{2 \cdot 9,81} = 5,61 \text{ M};$$

$$h_{M3} = \frac{0,3 \cdot 7^{2}}{2 \cdot 9,81} = 0,75 \text{ M};$$

$$h_{M4} = \frac{0,3 \cdot 5^{2}}{2 \cdot 9,81} = 0,38 \text{ M};$$

$$\sum h_{M} = 14,81 \text{ M}.$$
(3.13)

Общие потери напора:

$$H = \sum_{i=1}^{5} (h_1 + h_M)_i = 1,91+14,81=16,72$$
 M

Избыточное давление, которое должен создавать кондиционер:

P=H
$$\cdot$$
р<sub>воздуха</sub>= 16,72 $\cdot$ 1,213=20,16 Па.

Используем кондиционер, создающий воздухообмен 1400 м $^3$ /час или 20 м $^3$ /мин.

Таблица 4.2 - Кондиционер компании LG модель S09SWT

Характеристика	Величина
	_ ******

Производительность	
Холодопроизводительность (МинНамМак.)	890/2500/2800
Теплопроизводительность (МинНамМак.)	890/2800/3000
Электрические характеристики	
Потребляемая мощность (охлаждение /нагрев) А	780/700
Потребляемая мощность (охлаждение /нагрев) Вт	3.6/3.5
Эксплуатационные паказатели	
Электропитание о/В/Гц	1/240-250/50
Расход воздуха (Внутренний, максимум) м <sup>3</sup> /мин	9
Расход воздуха (Наружный, максимум) м <sup>3</sup> /мин	27
Уровень шума (Звуковое давление, 1 м)	
(Наружный, максимум) дБ(A)±3	65
Заправка хладогента тип / кол-во г	R410A,700
Дозаправка хладогента (при длине трубопроводов > 7.5	20
m) г/м	
Диапазон рабочих температур (Охлаждение) °С	-18 до 48
Диапазон рабочих температур (Нагрев) °С	-5 до -24

#### 6. Экономика.

#### 6.1 Технико-экономическое обоснование

# 6.2 Цели и задачи дипломного проекта

Главная цель проектирование спутника учебного назначения.

Внедрение спутниковой системы обеспечит независимость Республики Казахстан в космическое пространство, сформирует в РК рынок спутниковой цифровой системы связи, расширит международное области сотрудничество спутниковой навигации. Для Казахстана, расположенного в центре евразийского континента, обладающего огромной территорией и не имеющего выхода к морю, значение современных средств связи трудно переоценить. Передача информации посредством спутниковых потребностью множества ежедневной отечественных зарубежных компаний, работающих в различных отраслях казахстанской экономики. Сегодня, когда космическая отрасль вышла на позиции одной из приоритетных и наукоемких, а причастность к крупным космическим проектам в значительной мере является одним из определяющих критериев экономической, политической, научно-технической состоятельности того или иного государства, не раз и не два высказывались мнения о том, Казахстан, перестав довольствоваться позицией арендодателя,

и должен войти в число активных участников международного космического рынка.

## 6.3 Компания и отрасль

развития Приоритеты отечественных спутниковых систем первых, с расширением спектра услуг связи (в первую очередь с развитием мультисервисных сетей нового поколения, главными характеристиками которых являются возможность с одинаковым качеством передавать любые виды трафика, широкая полоса пропускания, управляемость), а также населения обеспечение доступа всего Казахстана к глобальному информационному пространству и к информационному пространству страны. Кроме того, создание национального геостационарного спутника связи, непосредственного телевещания и предоставления интерактивных мультимедиа будет способствовать развитию сетей телемедицины, обучения, дистанционного созданию виртуальных сетей. частных обеспечению подвижной правительственной и президентской связи.

в отсутствие собственного спутника, казахстанские операторы спутниковой связи в настоящее время арендуют ресурсы у зарубежных компаний Intelsat, Asiasat, Eutelsat. Общий объем арендуемых спутниковых каналов связи оценивается в 500 мегагерц, из которых 400 используется для внутреннего рынка, а 100 — для внешнего. Проектирование спутника обеспечит новые технические возможности для оказания услуг в таких перспективных направлениях, как непосредственное телевещание, телевещание высокой четкости, услуги прямого широкополосного доступа в сеть Интернет, мультимедийное спутниковое вещание с передачей ТВ-сигналов, Интернеттрафика и звукового вещания непосредственно на терминалы мобильных абонентов. При этом внутренний рынок в указанных сегментах пока еще обладает огромным нереализованным потенциалом. Это будет способствовать значительного импульса развитию телекоммуникационной отрасли, позволит обеспечить органы государственного управления независимыми каналами спутниковой связи.

#### 6.4 Организационный план

Данный проект будет осуществлять Дочернее Товарищество с ограниченной ответственностью «Институт космической техники и технологий». Финансирование данного проекта осуществляет «Институт космической техники и технологий», которая вкладывает свои инвестиции в проект. Установку и обслуживание будут осуществлять местные специалисты работающие в данной компании. Поставку всего необходимого оборудование будет осуществлять зарубежный партнер, являющийся одним из крупнейших мировых производителей оборудования. Для реализации данного проекта потребуется следующее оборудование.

Таблица 1 Стоимость оборудования

Наименование	Цена оборудования	Количество
оборудования	Tr.	оборудования
1	2	3
Каналообразующая аппаратура (КОА)	10 200 000 тг	1
оконечное оборудование	10 000 000 тг	1
солнечные батареи	7 000 000 тг	1
Радиатор систем терморегулирования	330 000 тг	1
Антенна системы управления и телеметрии	700 000 тг	1
Бортовой ретранслятор	600 000 тг	1
Аппаратура соединительных линий	4 500 000 тг.	1
Приемник	2 000 000 т.г	1
Передатчик	2 000 000 тг.	1

Итого: 37 330 000

Транспортные расходы, составляют 3% от стоимости всего оборудования и рассчитываются по формуле:

$$K_{mp} = 0.03 * K_0 = 0.03 \cdot 37 \; 330 \; 000 = 1 \; 119 \; 900$$

Монтаж оборудования, пуско-наладка производится инженерамимонтажниками, расходы составляют 1% от стоимости всего оборудования и рассчитываются по формуле:

$$K_m = 0.01 \cdot K_0 = 0.01 \cdot 37 \ 330 \ 000 = 373 \ 300 \ \text{тенге}$$

Расходы по проектированию и разработке проекта составляют 0,5% от стоимости всего оборудования и рассчитываются по формуле:

$$K_{np} = 0.005 * K_0 = 0.005 * 37 330 000 = 186 650$$
 тенге

Общая сумма капитальных вложений по реализации проекта составляет:

$$K_{\Sigma}$$
= 37 330 000 + 1 119 900 +373 300 +186 650 = 39 009 850 тенге

# 6.5 Эксплуатационные расходы

В процессе работы системы осуществляется деятельность, требующая расхода ресурсов предприятия. Сумма затрат за год составит фактическую производственную себестоимость или величину годовых эксплуатационных расходов. [12]

Рассчитаем ее по формуле (5.2):

$$\sum \beta = \Phi OT + Oc + M + \beta + A + H, \tag{6.2}$$

где  $\Phi OT$  – фонд оплаты труда (основная и дополнительная заработная плата); Oc – социальный налог (11% от  $\Phi OT$ );

M – материальные затраты и запасные части (0,5% от капитальных вложений);

Э – электроэнергия для производственных нужд;

A – амортизационные отчисления;

H – накладные расходы.

Для вычисления заработной платы приведем среднемесячные оклады обслуживающего персонала, которые сведены в таблицу 2.

Таблица 2 – Заработная плата обслуживающего персонала

Наименование	Заработная плата, тенге	Число рабочих
Руководитель проекта	250 000	1
Менеджер	120 000	1
Инженер	200 000	1

Монтажник	100 000	1

Основная заработная плата за период составит:

$$3\Pi_{OCH} = 2 \cdot (250000 + 120000 + 200000 + 100000) = 1340000 \,\mathrm{Tr}.$$

В фонд заработной платы включается дополнительная заработная плата (работа в праздничные дни, сверхурочные и т.д.) в размере 30% от основной заработной платы.

$$3\Pi_{\partial on} = 3\Pi_{och} \cdot 0, 3 = 1340000 \cdot 0, 3 = 402000$$
 Tr.

Заработная плата складывается из основной и дополнительной заработной платы (5.3):

$$\Phi OT = 3\Pi_{\alpha c \mu} + 3\Pi_{\partial \alpha n},\tag{6.3}$$

$$\Phi OT = 1340000 + 402000 = 1742000$$
 Tr.

Пенсионный налог составляет 10% от заработной платы рабочих:

$$Hn = \Phi OT \cdot 0, 1 = 1742000 \cdot 0, 1 = 174200$$
 Tr.

Социальный налог составляет 11% без пенсионных отчислений:

$$Oc = (1742000-174200) \cdot 0,11 = 172458 \text{ TC}.$$

Затраты на материалы и запасные части рассчитываются в размере 0,5% от капитальных вложений:

$$M = K_{o\delta\rho} \cdot 0,005 = 3733000 \cdot 0,005 = 186650 \,\text{Tc}.$$

Затраты на электроэнергию рассчитаем по формуле (5.4):

$$\mathcal{F} = W \cdot T \cdot S \,, \tag{6.4}$$

где W – потребляемая мощность станций, W = 10 кВт;

T – количество часов работы оборудования на период ;

S — стоимость киловатт-часа электроэнергии, S =12.28 тг/кВт час.

Откуда:

$$9 = 10.1825.12, 28 = 224000$$
 TT.

Величина амортизационных отчислений рассчитывается по формуле (5.5):

$$A = \sum_{i=1}^{n} Hai\Phi a , \qquad (6.5)$$

где *Hai* — норма амортизационных отчислений от среднегодовой стоимости основных производственных фондов, в процентах;

 $\Phi i$  – среднегодовая стоимость основных фондов (капитальных вложений).

Норма амортизационных отчислений для отрасли связи составляет до 25 процентов в год. [12]

$$A = 0.25 \times 37330000 = 9332500 \text{ TC}.$$

Норма амортизационных отчислений за два месяца составит 1 555 416 тг Таким образом, эксплуатационные расходы составляют (без накладных расходов):

$$9 = 1742000 + 172458 + 186650 + 224000 + 1555416 = 3880524 \text{ TC}.$$

Стоимость накладных расходов составляет 70% от фонда эксплуатационных расходов:

$$H = 9 \times 0.7 = 3880524 \times 0.7 = 2176366$$
 Tr.

Тогда общая сумма эксплуатационных расходов составляет:

$$\Sigma \Im = \Im + H = 3880524 + 2176366 = 6596890 \text{ Tr.}$$

Данные о структуре эксплуатационных расходов представлены в таблице 3.

Таблица 3 – Эксплуатационные расходы.

Наименование расходов	Стоимость, тг
Фонд оплаты труда, ФОТ	1 742 000
Социальный налог, Ос	172 458
Материальные затраты, М	186 650
Электроэнергия, Э	224 000
Амортизационные отчисления,	1 555 416
A	
Накладные расходы, Н	2 176 366
Итого:	6 056 890

# Калькуляция сметной стоимости

Сметная стоимость  $\Pi\Pi$  - это эксплуатационные расходы на проектирвание спутника .

Расчет калькуляции затрат на разработку спутника наглядно представлен в таблице 4.

Таблица 4 – Калькуляция затрат на разработку спутника

Затраты на разработку спутника	Сумма затрат,
Эксплуатационные расходы, тг	6 056 890
Затраты на покупку оборудования, тг	37330000
Итого	43386890

# Цена программного продукта

Цена программного продукта определяется по формуле:

$$\mathcal{U} = C_{np} + \Pi + H \mathcal{I} C, \tag{4.15}$$

где:

 $C_{np}$  - себестоимость проекта, тенге;

 $\Pi$  - прибыль продукта от себестоимости (20-40 %), тенге;

 $H \square C$  - налог на добавленную стоимость (12%), тенге.

Стоимость программного продукта представлен в таблице 5

Таблица 5 – Цена программного продукта

Себестоимость программного продукта, Спр	43386890 тг
Прибыль продукта, П	8 677 378 тг
НДС	5 206 426 тг
Цена программного продукта	57270694 тг

# Вывод по разделу

В данном разделе был произведен экономический расчет затрат на приобретение оборудования и годовых эксплуатационных расходов. Анализ полученных результатов показывает, что капитальные затраты составляют — 37 330 000 тенге, эксплуатационные расходы —6 056 890 тенге. Цель экономического обоснование при разработке спутника достигнута:

рассчитаны затраты на оплату труда работников; затраты на покупку оборудования, включающие в себя амортизационные отчисления от стоимости основных фондов, прочие затраты и затраты на потребляемую электроэнергию.

#### Заключение

Применительно задача К космическим аппаратам управления параметрами орбиты распадается на две важных подзадачи. Первая из них, коррекция орбиты, или орбитальный маневр (англ. orbit maintenance) — это задача коррекции параметров орбиты в то время, пока космический аппарат еще (или уже) не находится на орбите с заданными параметрами. Вторая задача, поддержание орбиты (англ. stationkeeping) – это задача удержания космического аппарата в заранее заданном диапазоне параметров орбиты, включая положение центра масс аппарата вдоль орбиты и другие орбитальные параметры. Коррекция высоты полета космического аппарата – это частный случай задачи коррекции его орбиты, для решения которой эпизодически включаются реактивные двигатели малой тяги, обеспечивая компенсацию аэродинамического торможения космического аппарата и предотвращения спирального снижения его орбиты. Поддержание геостационарной орбиты обеспечивает нахождение космического аппарата над одним и тем же местом на поверхности Земли. Поддержание низкой околоземной орбиты обычно используется для сохранения стабильнойструктуры орбитальной группировки системы космических аппаратов, в которой каждый космический аппарат должен находиться в строго определенном положении по отношению к аппаратам группировки. Координаты И, возможно, другим космического аппарата, заданные в табличном виде и, как правило, в электронной форме, называются эфемеридами космического аппарата

# Список литература

- 1. "Системы спутниковой связи" под ред. Кантора М.: Радио и связь 1992г.
- 2. Соколов В.В. Могучев В.И. Пыльцов В.А. Фомин А.Н. "Оценка возможностей систем спутниковой связи с различными видами орбит космических аппаратов" "Зарубежная радиоэлектроника".1996г.
- 3Л.М.Невдяев, А.А.Смирнов "Персональная спутниковая связь". Москва 1998
- 4 В.М.Тамаркин, Л.М.Невдяев, С.И.Сергеев "Низкоорбитальные системы спутниковой связи". Москва 1995. 5Л.М.Невдяев "Мобильная спутниковая связь".

Читать полностью :<a href="http://www.km.ru/referats/6ADB4FBFBF4">http://www.km.ru/referats/6ADB4FBFBF4</a> F4816A106F0E81FB88015