

ГЛОБАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СПУТНИКОВАЯ СИСТЕМА

ГЛОНАСС



ИНТЕРФЕЙСНЫЙ КОНТРОЛЬНЫЙ ДОКУМЕНТ

(редакция 5.0)

МОСКВА
2002 г.

УТВЕРЖДАЮ
Командующий Космическими войсками



А.Н. Перминов

УТВЕРЖДАЮ
Генеральный директор Российского
авиационно-космического агентства



Ю.Н. Коптев

**ГЛОБАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СПУТНИКОВАЯ СИСТЕМА
ГЛОНАСС**

ИНТЕРФЕЙСНЫЙ КОНТРОЛЬНЫЙ ДОКУМЕНТ
(редакция пятая)

СОГЛАСОВАНО
Начальник штаба - первый заместитель
командующего Космическими войсками



В.А. Поповкин

Начальник вооружения - заместитель
командующего Космическими войсками



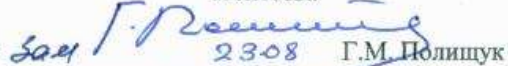
О.Г. Громов

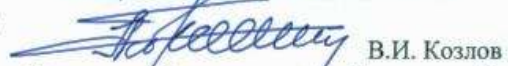
Начальник Координационного научно-
информационного центра



М.Г. Лебедев

СОГЛАСОВАНО
Заместитель Генерального директора
Российского авиационно-космического
агентства


2308 Г.М. Полищук
Начальник Управления автоматических
космических комплексов и наземных
комплексов управления Российского
авиационно-космического агентства


В.И. Козлов
Генеральный конструктор и Генеральный
директор ФГУП НПО ПМ
им. Академика М.Ф. Решетнева


А.Г. Козлов
Генеральный директор ФГУП РНИИ КП


Ю.М. Урличич

От КНИЦ МО РФ

Заместитель
начальника КНИЦ



А.Б. Муравьев

Начальник отдела



А.М. Пчелинцев

От Росавиакосмоса

Начальник отдела



В.Н. Климов

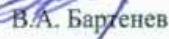
Ведущий специалист



Е.И. Нестеров

От НПОИМ

Заместитель
генерального
конструктора



В.А. Бартнев

Начальник отдела



В.Е. Косенко

Ведущий инженер-
конструктор



В.Н. Казанцев

От РНИИКП

Генеральный
конструктор



Л.И. Гусев

Заместитель
генерального
конструктора

В.В. Дворкин

Начальник отдела



В.В. Тюбалин

СОДЕРЖАНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ РИСУНКОВ	3
ПЕРЕЧЕНЬ ТАБЛИЦ	3
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ	4
1. ВВЕДЕНИЕ	5
1.1 НАЗНАЧЕНИЕ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС	5
1.2 СОСТАВ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС	5
1.3 КОНЦЕПЦИЯ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ	5
2. ОБЩИЕ ВОПРОСЫ	7
2.1 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИНТЕРФЕЙСНОГО КОНТРОЛЬНОГО ДОКУМЕНТА	7
2.2 СОГЛАСОВАНИЕ И ИЗМЕНЕНИЕ ИНТЕРФЕЙСНОГО КОНТРОЛЬНОГО ДОКУМЕНТА	7
3. ТРЕБОВАНИЯ	8
3.1 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИНТЕРФЕЙСА	8
3.2 СТРУКТУРА НАВИГАЦИОННОГО РАДИОСИГНАЛА	8
3.2.1 Дальномерный код	9
3.2.2 Цифровая информация	9
3.3 ОПИСАНИЕ ИНТЕРФЕЙСА	9
3.3.1 Характеристики навигационного радиосигнала	9
3.3.1.1 Частотный план	9
3.3.1.2 Корреляционные потери	12
3.3.1.3 Фазовые шумы несущей	12
3.3.1.4 Внеполосное излучение	12
3.3.1.5 Внутрисистемные радиопомехи	12
3.3.1.6 Мощность радиосигналов, принимаемых потребителем	13
3.3.1.7 Групповая задержка навигационного радиосигнала в бортовой аппаратуре НКА	13
3.3.1.8 Когерентность передаваемых НКА сигналов	13
3.3.1.9 Поляризация излучаемого навигационного радиосигнала	13
3.3.2 Характеристики модулирующей последовательности	13
3.3.2.1 Формирование ПС дальномерного кода	14
3.3.2.2 Формирование навигационного сообщения	14
3.3.3 Время системы ГЛОНАСС	18
3.3.4 Система координат	19
4. СТРУКТУРА НАВИГАЦИОННОГО СООБЩЕНИЯ	21
4.1 НАЗНАЧЕНИЕ НАВИГАЦИОННОГО СООБЩЕНИЯ	21
4.2 СОДЕРЖАНИЕ НАВИГАЦИОННОГО СООБЩЕНИЯ	21
4.3 СТРУКТУРА НАВИГАЦИОННОГО СООБЩЕНИЯ	21
4.3.1 Структура суперкадра	21
4.3.2 Структура кадра	23
4.3.3 Структура информационной строки в кадре	25
4.4 ОПЕРАТИВНАЯ ИНФОРМАЦИЯ НАВИГАЦИОННОГО СООБЩЕНИЯ И ЭФЕМЕРИДЫ НКА	25
4.5 НЕОПЕРАТИВНАЯ ИНФОРМАЦИЯ НАВИГАЦИОННОГО СООБЩЕНИЯ, АЛЬМАНАХ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС	31
4.6 РЕЗЕРВНЫЕ РАЗЯДЫ В СУПЕРКАДРЕ	35
4.7 АЛГОРИТМ ПРОВЕРКИ ДОСТОВЕРНОСТИ ИНФОРМАЦИИ В СТРОКЕ	35
5. ПОДСИСТЕМА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС	37
5.1 СТРУКТУРА ПКА СИСТЕМЫ ГЛОНАСС	37
5.2 ОРБИТАЛЬНЫЕ ПАРАМЕТРЫ	37
5.3 КОНТРОЛЬ ЦЕЛОСТНОСТИ РАДИОНАВИГАЦИОННОГО ПОЛЯ ГЛОНАСС	38

ПРИЛОЖЕНИЕ 1.....	41
ПРИЛОЖЕНИЕ 2.....	43
ПРИЛОЖЕНИЕ 3.....	45

ПЕРЕЧЕНЬ РИСУНКОВ

	стр.
Рис. 3.1 Интерфейс НКА/НАП	10
Рис. 3.2 Структура регистра сдвига, формирующего дальномерный код	15
Рис. 3.3 Упрощенная структурная схема формирования дальномерного кода ПСПД и синхроимпульсов для навигационного радиосигнала	16
Рис. 3.4 Упрощенная структурная схема формирования последовательности данных	16
Рис. 3.5 Временные соотношения между синхроимпульсами модулирующего навигационного сигнала и дальномерным кодом ПСПД	17
Рис. 3.6 Формирование последовательности данных в процессоре спутника	17
Рис. 4.1 Структура суперкадра	22
Рис. 4.2 Структура кадра	24
Рис. 4.3 Структура информационной строки	25
Рис. П.1 Зависимость минимальной мощности радиосигнала от угла возвышения НКА	41

ПЕРЕЧЕНЬ ТАБЛИЦ

	Стр.
Таблица 3.1 Распределение несущих частот поддиапазонов L1 и L2	11
Таблица 3.2 Геодезические константы и параметры общеземного эллипсоида ПЗ-90	20
Таблица 4.1 Распределение альманаха системы ГЛОНАСС по кадрам суперкадра	23
Таблица 4.2 Погрешности передаваемых координат и скорости НКА	26
Таблица 4.3 Значения слова P1	27
Таблица 4.4 Значения слова F _T	28
Таблица 4.5 Разрядность, единицы измерения и диапазон значений слов оперативной информации навигационного сообщения	29
Таблица 4.6 Размещение слов оперативной информации в кадре	30
Таблица 4.7 Значения слова KP	32
Таблица 4.8 Зависимость погрешности навигационных определений от "возраста" данных альманаха	33
Таблица 4.9 Разрядность, единицы измерения и диапазон значений слов неоперативной информации (альманаха системы)	33
Таблица 4.10 Обозначение отрицательных значений номера несущей частоты в кадре навигационного сообщения	34
Таблица 4.11 Размещение слов неоперативной информации в кадре	34
Таблица 4.12 Размещение резервных разрядов в суперкадре	35
Таблица 4.13 Формирование контрольных сумм при проверке достоверности информации в строке	36
Таблица 5.1 Заключение о работоспособности НКА по совокупности признаков	39

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

АКНП	Аппаратура контроля навигационного поля
ИКД	Интерфейсный контрольный документ
КХ	Код Хемминга
КНИЦ	Координационный научно-информационный центр
НАП	Навигационная аппаратура потребителя
НКА	Навигационный космический аппарат
МВ	Метка времени
МДВ	Московское декретное время
ПС	Псевдослучайный
ПСПМВ	Псевдослучайная последовательность метки времени
ПСПД	Псевдослучайная последовательность дальномерная
ПКА	Подсистема космических аппаратов
ПКУ	Подсистема контроля и управления
СКО	Среднеквадратическое отклонение
ССС	Средние солнечные сутки
ЦИ	Цифровая информация
ЦС	Центральный синхронизатор
ЧВИ	Частотно-временная информация
σ	Среднеквадратическое значение погрешности

1. ВВЕДЕНИЕ

1.1 Назначение системы ГЛОНАСС

Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС предназначена для определения местоположения, скорости движения, а также точного времени морских, воздушных, сухопутных и других видов потребителей.

1.2 Состав системы ГЛОНАСС

Система ГЛОНАСС состоит из трех подсистем:

- подсистемы космических аппаратов (ПКА);
- подсистемы контроля и управления (ПКУ);
- навигационной аппаратуры потребителей (НАП).

Подсистема космических аппаратов системы ГЛОНАСС состоит из 24-х спутников, находящихся на круговых орбитах высотой 19100 км, наклоном $64,8^\circ$ и периодом обращения 11 часов 15 минут в трех орбитальных плоскостях. Орбитальные плоскости разнесены по долготе на 120° . В каждой орбитальной плоскости размещаются по 8 спутников с равномерным сдвигом по аргументу широты 45° . Кроме этого, в плоскостях положение спутников сдвинуты относительно друг друга по аргументу широты на 15° . Такая конфигурация ПКА позволяет обеспечить непрерывное и глобальное покрытие земной поверхности и околоземного пространства навигационным полем.

Подсистема контроля и управления состоит из Центра управления системой ГЛОНАСС и сети станций измерения, управления и контроля, рассредоточенной по всей территории России. В задачи ПКУ входит контроль правильности функционирования ПКА, непрерывное уточнение параметров орбит и выдача на спутники временных программ, команд управления и навигационной информации.

Навигационная аппаратура потребителей состоит из навигационных приемников и устройств обработки, предназначенных для приема навигационных сигналов спутников ГЛОНАСС и вычисления собственных координат, скорости и времени.

1.3 Концепция навигационных определений

Навигационной аппаратурой потребителей системы ГЛОНАСС выполняются беззапросные измерения псевдодальности и радиальной псевдоскорости до четырех (трех) спутников ГЛОНАСС, а также прием и обработка навигационных сообщений, содержащихся в составе спутниковых навигационных радиосигналов. В навигационном сообщении описывается положение спутника в пространстве и времени. В результате обработки полученных измерений и принятых навигационных сообщений определяются три (две) координаты потребителя, три (две) составляющие вектора скорости его движения, а также осуществляется “привязка” шкалы времени потребителя к шкале Госэталона Координированного Всемирного времени UTC(SU).

Данные, обеспечивающие планирование сеансов навигационных определений, выбор рабочего "созвездия" навигационных космических аппаратов и обнаружение передаваемых ими радиосигналов, передаются в составе навигационного сообщения.

2. ОБЩИЕ ВОПРОСЫ

В данном разделе дается определение интерфейсного контрольного документа, рассматриваются вопросы, касающиеся порядка его подготовки и согласования, а также определяются организации, утверждающие данный документ и обладающие правом внесения дополнений и изменений в согласованную редакцию документа.

2.1 Определение интерфейсного контрольного документа

Интерфейсный контрольный документ (ИКД) определяет параметры интерфейса между ПКА системы ГЛОНАСС и навигационной аппаратурой потребителей (НАП) системы ГЛОНАСС.

2.2 Согласование и изменение интерфейсного контрольного документа

Разработчик бортовой аппаратуры навигационного космического аппарата (НКА) системы ГЛОНАСС, определяемый как разработчик контрольного интерфейса, несет ответственность за подготовку, согласование, изменение и сохранение ИКД.

Для вступления в силу настоящего документа необходимо его подписание следующими сторонами:

Научно-производственное объединение прикладной механики (НПО ПМ) Росавиакосмоса (Российское авиационно-космическое агентство) – разработчик системы ГЛОНАСС в целом, в том числе НКА и программного обеспечения управления НКА;

Российский Научно-исследовательский институт космического приборостроения (РНИИ КП) Росавиакосмоса – разработчик системы ГЛОНАСС, в том числе подсистемы контроля и управления, бортовой аппаратуры НКА и аппаратуры навигационных потребителей;

Координационный научно-информационный центр (КНИЦ) Министерства обороны Российской Федерации,
и утверждение полномочными представителями МО РФ и Росавиакосмоса.

В процессе развертывания и совершенствования системы ГЛОНАСС могут изменяться ее отдельные параметры. Изменения согласованной ранее редакции ИКД могут быть предложены любой из ответственных сторон и, в свою очередь, также должны быть согласованы и одобрены всеми ответственными сторонами. Разработчик контрольного интерфейса несет ответственность за согласование предложенных изменений со всеми ответственными сторонами и за подготовку, в случае необходимости, новой редакции документа, содержащей данные изменения.

В настоящей редакции ИКД учтен ряд замечаний и предложений потребителей по предыдущей редакции документа, а также вводится ряд параметров интерфейса между ПКА ГЛОНАСС-М и НАП.

Официальное распространение ИКД осуществляет КНИЦ Министерства обороны Российской Федерации.

3. ТРЕБОВАНИЯ

В данном разделе рассматриваются наиболее общие характеристики навигационного сигнала, излучаемого НКА системы ГЛОНАСС, приводятся требования, определяющие качество навигационного сигнала, и дается описание его структуры.

3.1 Определение интерфейса

Интерфейс между подсистемой космических аппаратов (ПКА) и навигационной аппаратурой потребителей (НАП) состоит из радиолиний L-диапазона частот (см. рис. 3.1). Каждый НКА системы ГЛОНАСС передает навигационные радиосигналы в двух частотных поддиапазонах (L1 ~ 1,6 ГГц и L2 ~ 1,2 ГГц).

В системе ГЛОНАСС используется частотное разделение навигационных радиосигналов НКА в обоих поддиапазонах L1 и L2. Каждый НКА передает навигационные радиосигналы на собственных частотах поддиапазонов L1 и L2. НКА, находящиеся в противоположных точках орбитальной плоскости (антиподные НКА), могут передавать навигационные радиосигналы на одинаковых частотах.

В радиолиниях частотных поддиапазонов L1 и L2 НКА ГЛОНАСС передают навигационные радиосигналы двух типов: стандартной точности и высокой точности.

Сигнал стандартной точности с тактовой частотой 0,511 МГц предназначен для использования отечественными и зарубежными гражданскими потребителями.

Сигнал высокой точности с тактовой частотой 5,11 МГц модулирован специальным кодом и не рекомендуется к использованию без согласования с Министерством обороны Российской Федерации.

В настоящем документе рассматриваются структура и характеристики навигационного радиосигнала стандартной точности с тактовой частотой 0,511 МГц, передаваемого спутниками ГЛОНАСС и ГЛОНАСС-М в поддиапазонах L1 и L2 ⁽¹⁾.

Сигнал стандартной точности является доступным для всех потребителей, которые оснащены соответствующей НАП и в зоне видимости которых находятся спутники системы ГЛОНАСС.

В системе ГЛОНАСС не используется режим преднамеренного ухудшения характеристик навигационного сигнала стандартной точности.

Примечание (1): Спутники ГЛОНАСС-М в поддиапазоне L1 передают сигналы идентичные спутникам ГЛОНАСС, а в поддиапазоне L2 передают потребителям дополнительные сигналы с кодом стандартной точности.

3.2 Структура навигационного радиосигнала

Навигационный радиосигнал, передаваемый каждым НКА системы ГЛОНАСС на собственной несущей частоте в поддиапазонах L1 и L2, является многокомпонентным фазоманипулированным сигналом. Фазовая манипуляция несущей осуществляется на π радиан с максимальной погрешностью не более $\pm 0,2$ радиана.

Фаза несущего колебания поддиапазона L1 в НКА ГЛОНАСС и фазы несущих колебаний поддиапазонов L1 и L2 в НКА ГЛОНАСС-М модулируется двоичной последовательностью, образованной суммированием по модулю два псевдослучайного (ПС) дальномерного кода, цифровой информации навигационного сообщения и вспомогательного колебания типа меандр.

Основой для формирования всех перечисленных компонентов сигнала является бортовой стандарт частоты.

3.2.1 Дальномерный код

Псевдослучайный дальномерный код представляет собой последовательность максимальной длины регистра сдвига (M-последовательность) с периодом 1 мс и скоростью передачи символов 511 кбит/с.

3.2.2 Цифровая информация

Цифровая информация навигационного сообщения подразделяется на оперативную и неоперативную информацию.

Оперативная информация относится к тому НКА, с борта которого передается данный навигационный радиосигнал. Неоперативная информация (альманах системы) относится ко всем НКА, входящим в состав ПКА.

Цифровая информация передается со скоростью 50 бит/с.

Состав и характеристики цифровой информации навигационного сообщения приведены в разделе 4.

3.3 Описание интерфейса

3.3.1 Характеристики навигационного радиосигнала

3.3.1.1 Частотный план

Номинальные значения несущих частот навигационных радиосигналов НКА ГЛОНАСС в частотных поддиапазонах L1 и L2 определяются следующими выражениями:

$$\begin{aligned}f_{K1} &= f_{01} + K\Delta f_1, \\f_{K2} &= f_{02} + K\Delta f_2, \text{ где}\end{aligned}$$

K – номера несущих частот навигационных радиосигналов, излучаемых НКА в частотных поддиапазонах L1 и L2, соответственно;

$$f_{01} = 1602 \text{ МГц}; \quad \Delta f_1 = 562,5 \text{ кГц, для поддиапазона L1};$$

$$f_{02} = 1246 \text{ МГц}; \quad \Delta f_2 = 437,5 \text{ кГц, для поддиапазона L2}.$$

Распределение номинальных значений несущих частот f_{K1} и f_{K2} по номерам K приведено в таблице 3.1.

Распределение номеров K между НКА отображается в альманахе системы (неоперативная информация в навигационном сообщении - см. параграф 4.5).

Подсистема космических аппаратов (ПКА)

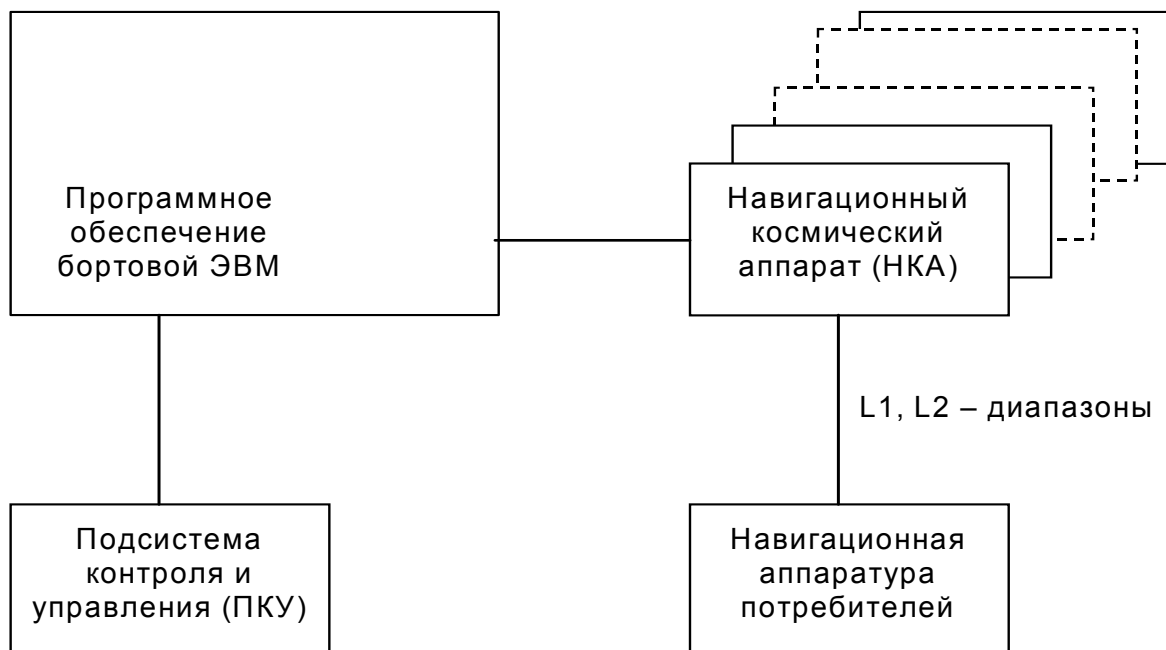


Рис. 3.1. Интерфейс НКА/НАП

Для каждого НКА рабочие частоты поддиапазонов L1 и L2 когерентны и формируются от общего стандарта частоты. Номинальное значение частоты этого стандарта, с точки зрения наблюдателя, находящегося на поверхности Земли, равно 5,0 МГц. Для компенсации релятивистских эффектов частота, формируемая бортовым стандартом частоты, с точки зрения наблюдателя, находящегося на НКА, смещена относительно 5,0 МГц на относительную величину $\Delta f/f = -4,36 \cdot 10^{-10}$ или $\Delta f = -2,18 \cdot 10^{-3}$ Гц, то есть, равна 4,99999999782 МГц (величины даны для номинального значения высоты орбиты НКА, равного 19100 км). Отношение рабочих частот L1 и L2, излучаемых определенным НКА составляет:

$$f_{k2} / f_{k1} = 7/9$$

Фактические значения несущих частот радиосигналов каждого НКА могут отличаться от номинальных значений f_k на относительную величину, не превышающую $\pm 2 \cdot 10^{-11}$.

Таблица 3.1 Распределение несущих частот поддиапазонов L1 и L2.

№ частоты	Номинал частоты в поддиапазоне L1, МГц	№ частоты	Номинал частоты в поддиапазоне L2, МГц
13	1609,3125	13	1251,6875
12	1608,75	12	1251,25
11	1608,1875	11	1250,8125
10	1607,625	10	1250,375
09	1607,0625	09	1249,9375
08	1606,5	08	1249,5
07	1605,9375	07	1249,0625
06	1605,375	06	1248,625
05	1604,8125	05	1248,1875
04	1604,25	04	1247,75
03	1603,6875	03	1247,3125
02	1603,125	02	1246,875
01	1602,5625	01	1246,4375
00	1602,0	00	1246,0
-01	1601,4375	-01	1245,5625
-02	1600,8750	-02	1245,1250
-03	1600,3125	-03	1244,6875
-04	1599,7500	-04	1244,2500
-05	1599,1875	-05	1243,8125
-06	1598,6250	-06	1243,3750
-07	1598,0625	-07	1242,9375

Предусматривается поэтапное изменение частотного диапазона ГЛОНАСС:

1998 - 2005 г.г.

На этом этапе находящиеся в эксплуатации спутники ГЛОНАСС будут использовать без ограничений номера частот $K = 0...12$. Номер частоты $K = 13$ будет использоваться как технологический.

После 2005 г.

На этом этапе все, находящиеся в эксплуатации спутники ГЛОНАСС, будут использовать номера частот $K = (-7...+6)$.

Спутники ГЛОНАСС-М, эксплуатируемые в этот период, предполагается оснастить фильтрами, уменьшающими внеполосное излучение в диапазонах частот:

(1610,6 ... 1613,8) МГц;

(1660,0 ... 1670,0) МГц,

до уровня, приведенного в рекомендациях 769 МККР.

3.3.1.2 Корреляционные потери

Корреляционные потери определяются разностью мощности, излучаемой передатчиком НКА в полосах

(1598,0625...1605,375) МГц \pm 0,511 МГц,

(1242,9375...1248,625) МГц \pm 0,511 МГц

и мощности, принятой идеальным корреляционным приемником в тех же полосах частот.

Корреляционные потери имеют наибольшее значение в случае, когда принимаемый радиосигнал имеет несущую частоту, соответствующую номерам $K = -7$ или $K = 12$. В этом случае корреляционные потери определяются не идеальностью модулятора передатчика НКА и составляют 0,6 дБ.

Для всех других литеров корреляционные потери, обусловленные искажением формы ПС сигнала, уменьшаются по мере удаления от краев полосы частот, занимаемой навигационными радиосигналами системы ГЛОНАСС.

3.3.1.3 Фазовые шумы несущей

Спектральная плотность фазовых шумов немодулированной несущей такова, что схема слежения, имеющая одностороннюю шумовую полосу 10 Гц, обеспечивает точность слежения за фазой несущей частоты не хуже 0,1 радиан (среднеквадратическое значение).

3.3.1.4 Внеполосное излучение

Мощность, излучаемая каждым НКА за пределами полосы частот, отведенной для навигационных радиосигналов системы ГЛОНАСС

(1598,0625...1605,375) МГц \pm 0,511 МГц,

(1242,9375...1248,625) МГц \pm 0,511 МГц

(см. параграф 3.3.1.1), не превышает минус 40 дБ относительно мощности немодулированной несущей.

3.3.1.5 Внутрисистемные радиопомехи

Внутрисистемные радиопомехи определяются взаимокорреляционными свойствами используемого в составе навигационного радиосигнала дальномерного ПС кода с учетом частотного разделения сигналов. При приеме навигационного радиосигнала с литером частоты $K = n$, помехи, создаваемые радиосигналом с номером частоты $K = n-1$ или $K = n+1$, не превышают минус 48 дБ при условии одновременного нахождения НКА, излучающих эти сигналы, в зоне видимости.

3.3.1.6 Мощность радиосигналов, принимаемых потребителем

Мощность радиосигнала, принимаемого потребителем от НКА ГЛОНАСС, на выходе приемной линейно поляризованной антенны с коэффициентом усиления +3 дБ и при угле места 5° составляет не менее минус 161 дБВт для частот поддиапазона L1.

Мощность радиосигнала, принимаемого потребителем от НКА ГЛОНАСС-М, на выходе приемной линейно поляризованной антенны с коэффициентом усиления +3 дБ и при угле места 5° составляет не менее минус 161 дБВт для частот поддиапазона L1 и не менее минус 167 дБВт для частотного поддиапазона L2 с последующим доведением до уровня не менее минус 161 дБВт.

Дополнительная информация о мощности радиосигналов, принимаемых потребителем, приведена в Приложении 1.

3.3.1.7 Групповая задержка навигационного радиосигнала в бортовой аппаратуре НКА

Групповая задержка навигационного радиосигнала в бортовой аппаратуре данного НКА определяется как задержка между излучаемым радиосигналом (измеряется в фазовом центре передающей антенны НКА) и выходным сигналом бортового стандарта частоты. Групповая задержка навигационного радиосигнала в бортовой аппаратуре включает детерминированную и недетерминированную составляющие.

Детерминированная составляющая групповой задержки радиосигнала не важна потребителю, поскольку не влияет на определение системного времени. Максимальное значение недетерминированной составляющей групповой задержки навигационного радиосигнала в бортовой аппаратуре НКА ГЛОНАСС не превышает ± 8 нс, для НКА ГЛОНАСС-М ± 2 нс.

3.3.1.8 Когерентность передаваемых НКА сигналов

Все составляющие передаваемого данным НКА навигационного радиосигнала когерентно сформированы из частоты единого бортового стандарта.

3.3.1.9 Поляризация излучаемого навигационного радиосигнала

Излучаемый каждым НКА системы ГЛОНАСС навигационный радиосигнал в поддиапазонах L1 и L2 имеет правую круговую поляризацию. Коэффициент эллиптичности по полю в секторе углов излучения $\pm 19^\circ$ относительно оси симметрии диаграммы направленности бортовой передающей антенны НКА

не хуже 0,7 в поддиапазоне L1;

не хуже 0,7 в поддиапазоне L2.

3.3.2 Характеристики модулирующей последовательности

Модулирующая последовательность, используемая при формировании сигналов стандартной точности для модуляции несущих частот поддиапазона L1 для спутников ГЛОНАСС и L1 и L2 для спутников ГЛОНАСС-М, образуется сложением по модулю два трех двоичных сигналов:

- псевдослучайного дальномерного кода, передаваемого со скоростью 511 кбит/с;
- навигационного сообщения, передаваемого со скоростью 50 бит/с;
- вспомогательного меандрового колебания, передаваемого со скоростью 100 бит/с.

Данные последовательности используются для модуляции несущих частот поддиапазонов L1 и L2 при формировании сигналов стандартной точности.

3.3.2.1 Формирование ПС дальномерного кода

ПС дальномерный код представляет собой ПС последовательность максимальной длины регистра сдвига с периодом повторения 1 мс и скоростью передачи символов 511 кбит/с.

ПС дальномерный код снимается с 7-го разряда 9-ти разрядного регистра сдвига. Код начального состояния регистра сдвига соответствует наличию "1" во всех разрядах регистра. Начальным символом в периоде ПС дальномерного кода является 1-ый символ в группе 11111100, повторяющийся через 1 мс. Образующий полином, соответствующий регистру сдвига, формирующему ПС дальномерный код, имеет следующий вид (см. рис. 3.2):

$$G(x) = 1 + x^5 + x^9$$

Упрощенная структурная схема формирования ПС дальномерного кода и синхроимпульсов для навигационного радиосигнала приведена на рис. 3.3.

3.3.2.2 Формирование навигационного сообщения

Информация навигационного сообщения, формируется в виде непрерывно следующих строк длительностью 2 с. В первой части каждой строки в течение 1,7 с передается информация навигационного сообщения. Во второй части каждой строки в течение 0,3 с. передаётся двоичный код метки времени.

Двоичная последовательность информации навигационного сообщения образуется в результате сложения по модулю два двух двоичных последовательностей:

- последовательности символов цифровой информации навигационного сообщения в относительном коде с длительностью символов 20 мс;
- последовательности меандра с длительностью символов 10 мс.

Двоичный код метки времени представляет собой укороченную двоичную ПС (ПСПМВ) последовательность длиной 30 символов с длительностью символов 10 мс, которая описывается образующим полиномом

$$g(x) = 1 + x^3 + x^5$$

и имеет вид:

111110001101110101000010010110.

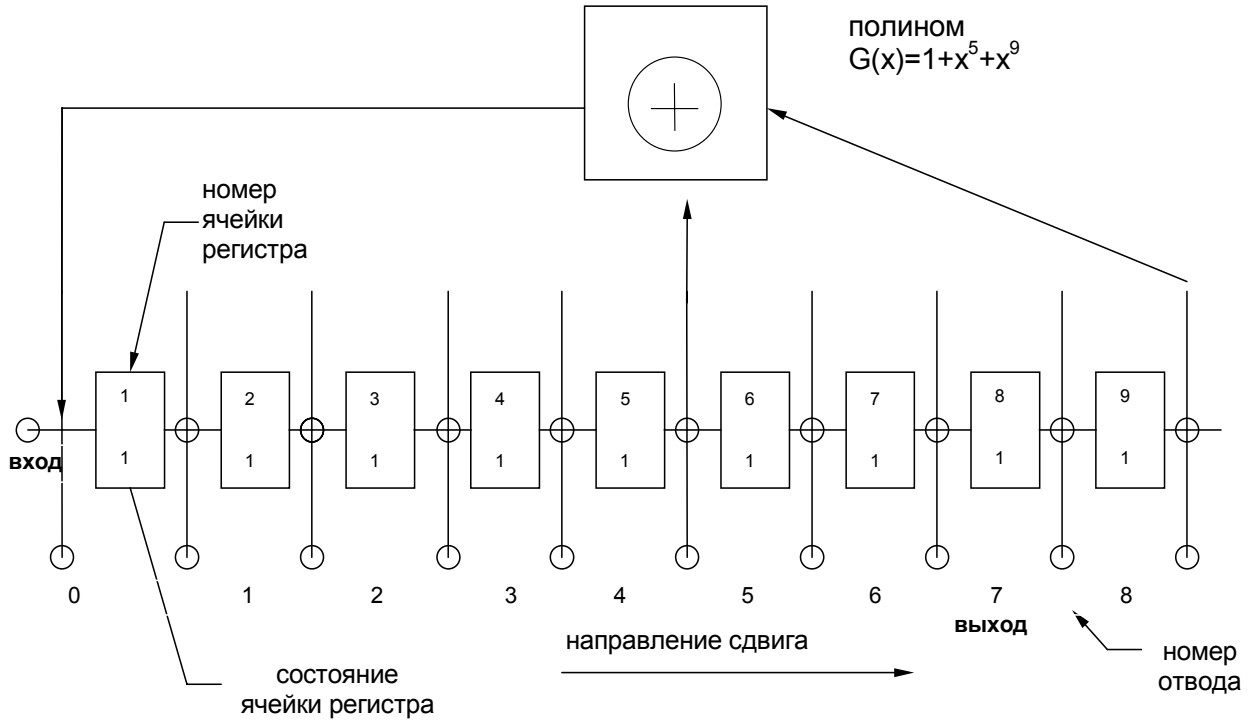


Рис. 3.2. Структура регистра сдвига, формирующего дальномерный код

Первый символ цифровой информации в каждой строке всегда "0". Он является "холостым" и дополняет укороченную ПСП МВ предыдущей строки до полной (не укороченной) ПС последовательности.

Упрощенная структурная схема формирования последовательности данных приведена на рис. 3.4.

В излучаемом навигационном радиосигнале границы двухсекундных строк, границы символов цифровой информации, границы символов меандра, границы символов ПСПМВ и границы символов ПСПД синхронизированы между собой; границы символов меандра и границы символов цифровой информации совпадают с передними фронтами начальных символов ПСПД. Задний фронт последнего символа ПСПМВ в излученном навигационном радиосигнале является меткой времени и соответствует моменту времени, отстоящему от начала суток на целое четное количество секунд в шкале времени спутника.

Временные соотношения между синхроимпульсами модулирующей двоичной последовательности информации навигационного сообщения и дальномерным кодом ПСПД приведены на рис. 3.5. Процесс формирования двоичной последовательности информации навигационного сообщения поясняет рис. 3.6. Содержание и формат навигационного сообщения приведены в разделе 4 настоящего документа.

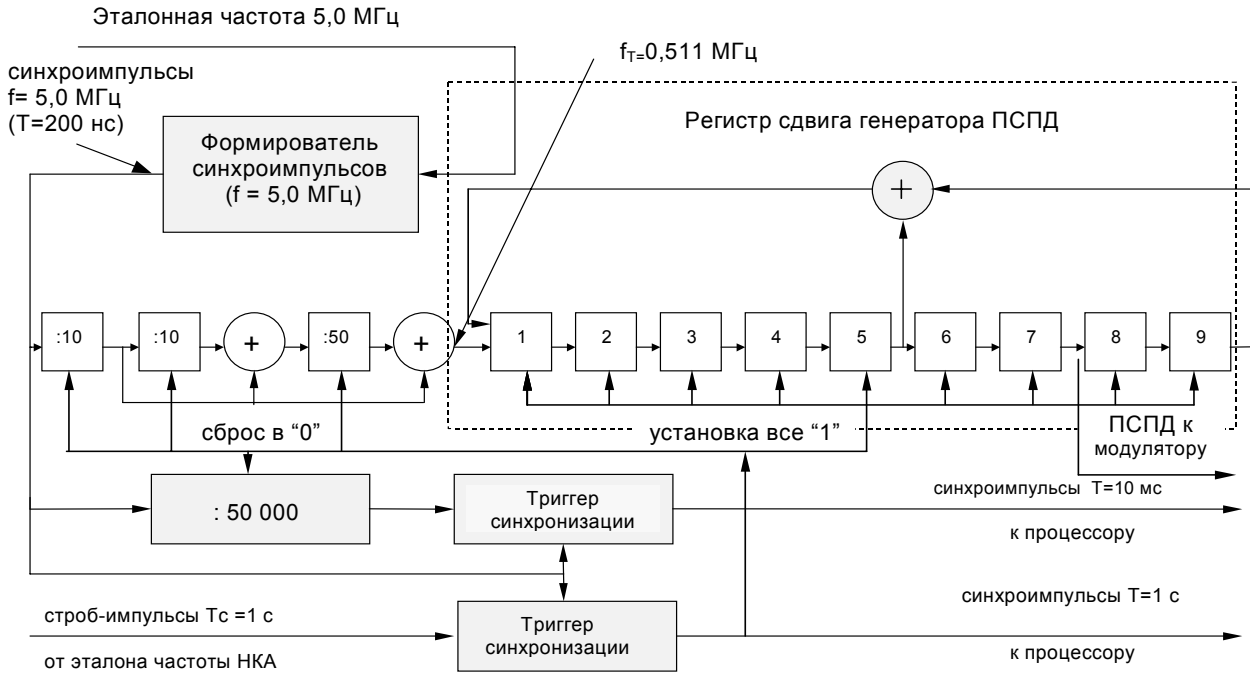


Рис. 3.3. Упрощенная структурная схема формирования дальномерного кода ПСПД и синхроимпульсов для навигационного радиосигнала

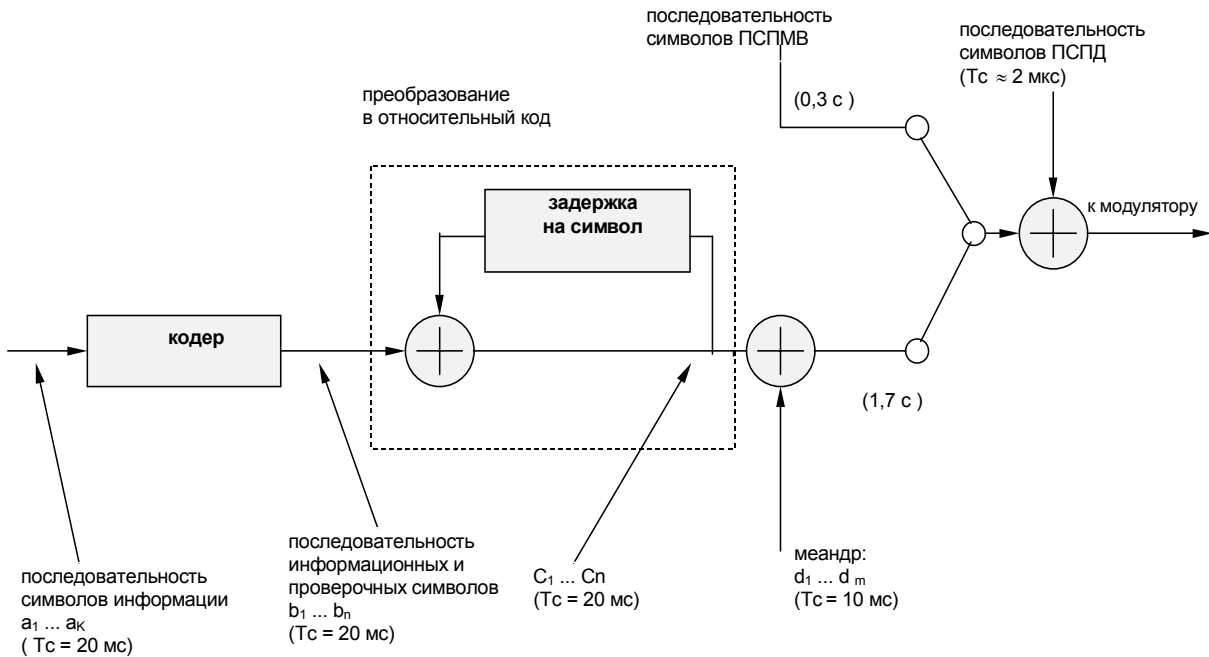


Рис. 3.4. Упрощенная структурная схема формирования последовательности данных

КООРДИНАЦИОННЫЙ НАУЧНО-ИНФОРМАЦИОННЫЙ ЦЕНТР

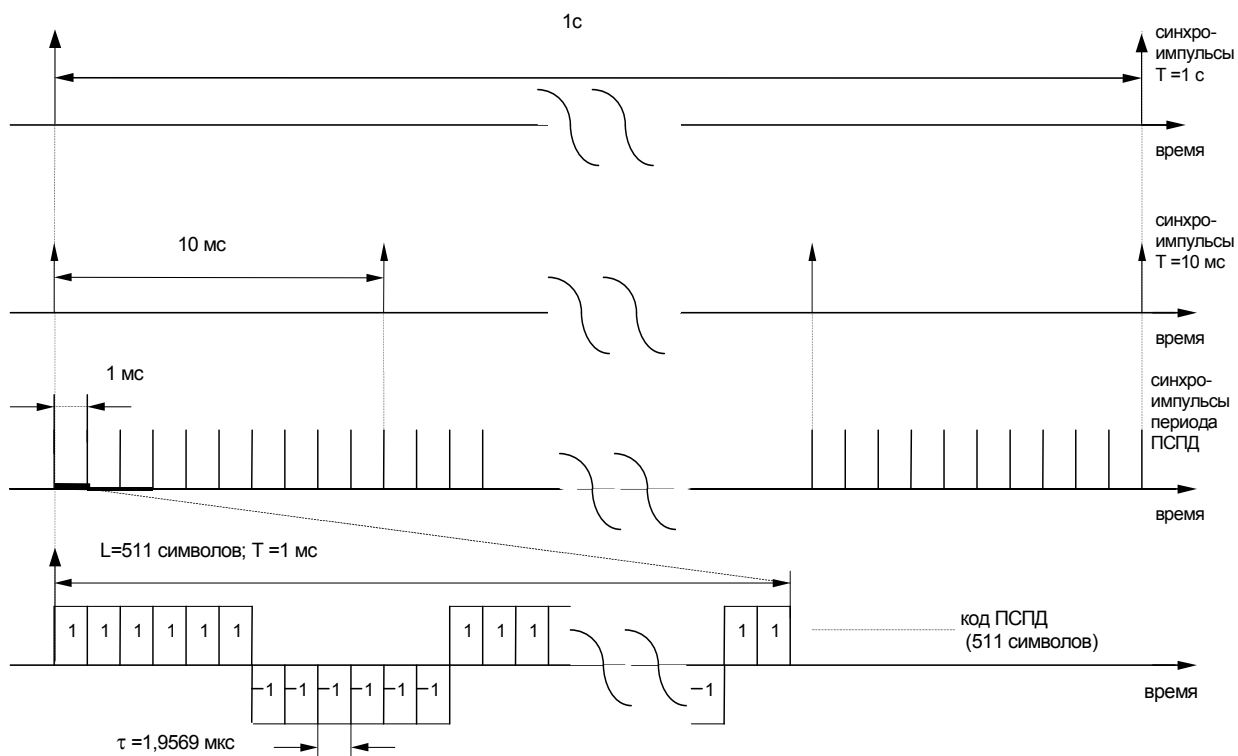


Рис. 3.5. Временные соотношения между синхроимпульсами модулирующего навигационного сигнала и дальномерным кодом ПСПД

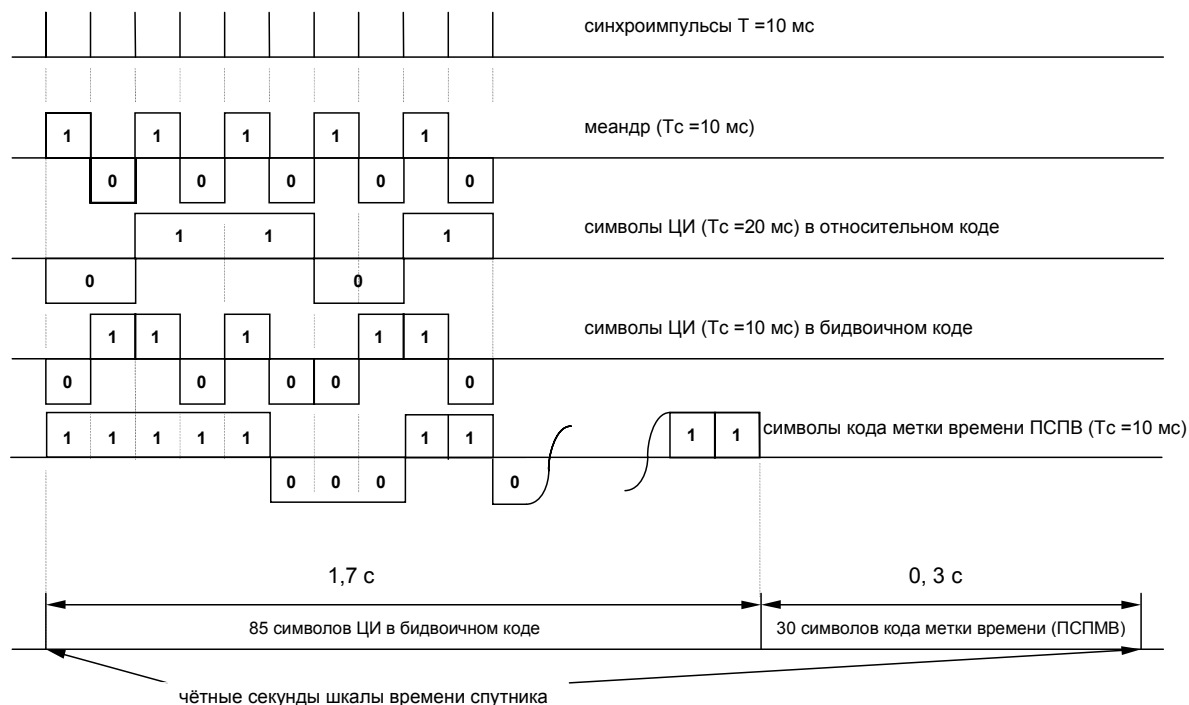


Рис. 3.6. Формирование последовательности данных в процессоре спутника

3.3.3 *Время системы ГЛОНАСС*

Все НКА ГЛОНАСС оснащены высокостабильными стандартами частоты, суточная нестабильность которых составляет $5 \cdot 10^{-13}$ для НКА ГЛОНАСС и $1 \cdot 10^{-13}$ для НКА ГЛОНАСС-М. Точность взаимной синхронизации бортовых шкал времени спутников ГЛОНАСС составляет 20 нс (среднеквадратическое значение), а спутников ГЛОНАСС-М-8нс (среднеквадратическое значение).

Основой для формирования шкалы системного времени ГЛОНАСС является водородный стандарт частоты Центрального синхронизатора системы, суточная нестабильность которого составляет $1-5 \cdot 10^{-14}$. Расхождение между шкалой системного времени ГЛОНАСС и шкалой Госэталона Координированного Всемирного Времени UTC(SU) не должна превышать 1 мс. Погрешность привязки шкалы системного времени ГЛОНАСС к шкале UTC(SU) не должна превышать 1 мкс.

Шкалы времени каждого НКА ГЛОНАСС периодически сверяются со шкалой времени ЦС. Поправки к шкале времени каждого НКА относительно шкалы времени ЦС (см. раздел 4) вычисляются в ПКУ ГЛОНАСС и дважды в сутки закладываются на борт каждого НКА.

Погрешность сверки шкалы времени НКА со шкалой времени ЦС не превышает 10 нс на момент проведения измерений.

Шкала системного времени ГЛОНАСС корректируется одновременно с плановой коррекцией на целое число секунд шкалы Координированного всемирного времени UTC. Коррекция шкалы UTC на величину ± 1 с проводится Международным Бюро Времени (BIPM) по рекомендации Международной службы вращения Земли (IERS). Коррекция шкалы UTC производится, как правило, с периодичностью 1 раз в год (в полтора года) в конце одного из кварталов: в 00 часов 00 минут 00 секунд полночь с 31 декабря на 1 января – 1-й квартал (или с 31 марта на 1 апреля – 2-й квартал, с 30 июня на 1 июля – 3-й квартал, с 30 сентября на 1 октября – 4-й квартал) и осуществляется одновременно всеми пользователями, воспроизводящими или использующими шкалу UTC.

Предупреждение о моменте и величине коррекции UTC заблаговременно (не менее чем за три месяца) сообщается пользователям в соответствующих бюллетенях, извещениях и другими способами. Спутники ГЛОНАСС не содержат в навигационных сообщениях данных о коррекции UTC. В навигационном кадре спутника ГЛОНАСС-М предусмотрено заблаговременное уведомление потребителей о факте, величине и знаке секундной коррекции UTC (см. Раздел 4.5, параметр КР в альманахе системы).

При коррекции UTC, в соответствии с рекомендациями BIPM, проводится одновременная коррекция системного времени ГЛОНАСС путем соответствующего изменения оцифровки последовательности секундных импульсов бортовых часов всех спутников ГЛОНАСС. При этом метка времени строки навигационного кадра ГЛОНАСС (передаваемая каждые 2 секунды) изменяет свое положение (на непрерывной шкале времени) для синхронизации с 2-секундной эпохой скорректированной шкалы UTC. Это изменение происходит в 00 часов 00 минут 00 секунд UTC. Общие рекомендации по организации вычислений в НАП ГЛОНАСС в момент проведения плановой секундной коррекции UTC приведены в Приложении 2.

В результате периодического проведения плановой секундной коррекции, между системным временем ГЛОНАСС и UTC(SU) не существует сдвига на целое число секунд. Однако, между системным временем ГЛОНАСС и UTC(SU) существует постоянный сдвиг на целое число часов, обусловленный особенностями функционирования ПКУ:

$$t_{\text{ГЛОНАСС}} = \text{UTC}(\text{SU}) + 03 \text{ час } 00 \text{ мин}$$

Для вычисления эфемерид НКА на момент измерений навигационных параметров используются следующие соотношения для определения времени в шкале UTC(SU):

$$t_{\text{UTC(SU)}+03 \text{ час } 00 \text{ мин}} = t + \tau_c + \tau_n(t_b) - \gamma_n(t_b)(t - t_b),$$

где t - время излучения сигнала по бортовой шкале времени (параметры τ_c , τ_n , γ_n , и t_b определены в разделах 4.4 и 4.5).

Спутники ГЛОНАСС-М передают коэффициенты $B1$ и $B2$ для перехода к шкале всемирного времени UT1 и поправку τ_{GPS} для перехода к шкале времени системы GPS.

Точность определения поправки τ_{GPS} составляет не хуже 30нс (среднеквадратическое значение).

3.3.4 Система координат

Передаваемые каждым НКА системы ГЛОНАСС в составе оперативной информации эфемериды описывают положение фазового центра передающей антенны данного НКА в связанной с Землей геоцентрической системе координат ПЗ-90, определяемой следующим образом:

НАЧАЛО КООРДИНАТ расположено в центре масс Земли;

ОСЬ Z направлена на Условный полюс Земли, как определено в рекомендации Международной службы вращения Земли (IERS);

ОСЬ X направлена в точку пересечения плоскости экватора и нулевого меридиана, определенного Международным бюро времени (BIPM);

ОСЬ Y дополняет геоцентрическую прямоугольную систему координат до правой.

Геодезические координаты точки в системе координат ПЗ-90 относятся к эллипсоиду, значения большой полуоси и полярного сжатия которого даны в таблице 3.2.

Геодезическая широта B точки M определяется как угол между нормалью к поверхности эллипсоида и плоскостью экватора.

Геодезическая долгота L точки M определяется как угол между плоскостью нулевого меридиана и плоскостью меридиана, проходящего через точку M . Положительное направление счета долгот - от нулевого меридиана к востоку.

Геодезическая высота H определяется как расстояние по нормали от поверхности эллипсоида до точки M .

Фундаментальные геодезические константы и основные параметры общеземного эллипсоида, принятые в системе координат ПЗ-90 приведены в таблице 3.2.

Таблица 3.2 Геодезические константы и параметры общеземного эллипсоида ПЗ 90

Угловая скорость вращения Земли	$7,292115 \times 10^{-5}$ радиан/с
Геоцентрическая константа гравитационного поля Земли с учетом атмосферы	$398\,600,44 \times 10^9$ м ³ /с ²
Геоцентрическая константа гравитационного поля атмосферы Земли (fM_a)	0.35×10^9 м ³ /с ²
Скорость света	299 792 458 м/с
Большая полуось эллипсоида	6 378 136 м
Коэффициент сжатия эллипсоида	1/298,257 839 303
Гравитационное ускорение на экваторе Земли	978 032,8 мгал
Поправка к гравитационному ускорению на уровне моря, обусловленная влиянием атмосферы Земли	-0,9 мгал
Вторая зональная гармоника геопотенциала (J_2^0)	$1082625,7 \times 10^{-9}$
Четвертая зональная гармоника геопотенциала (J_4^0)	$(- 2370,9 \times 10^{-9})$
Нормальный потенциал на поверхности общеземного эллипсоида (U_0)	$62\,636\,861,074$ м ² /с ²

Примечание: в ряде источников при проведении баллистических расчетов используются нормированные гармонические коэффициенты нормального гравитационного поля Земли (ПЗ-90):

$$C_{20}^{-0} = -484165,0 \times 10^{-9}; \quad C_{40}^{-0} = 790,3 \times 10^{-9}$$

Между ними и приведенными в ИКД параметрами существует следующая зависимость:

$$J_2^0 = - (5)^{1/2} C_{20}^{-0} = 1082625,7 \times 10^{-9}; \quad (J_4^0) = - 3 C_{40}^{-0} = - 2370,9 \times 10^{-9}$$

Кроме этого, при переходе от нормального к аномальному гравитационному полю Земли следует учитывать следующие соотношения:

$$\Delta C_{20}^{-} = C_{20}^{-} - C_{20}^{-0} = 0 \quad \Delta C_{40}^{-} = C_{40}^{-} - C_{40}^{-0} = -246,8 \times 10^{-9}$$

4. СТРУКТУРА НАВИГАЦИОННОГО СООБЩЕНИЯ

В настоящем разделе описывается смысловое содержание и формат навигационного сообщения, передаваемого НКА ГЛОНАСС и ГЛОНАСС-М в навигационном радиосигнале.

4.1 Назначение навигационного сообщения

Передаваемое в навигационных радиосигналах НКА ГЛОНАСС и ГЛОНАСС-М навигационное сообщение предназначено для проведения потребителями навигационных определений, привязки к точному времени и для планирования сеансов навигации.

4.2 Содержание навигационного сообщения

По своему содержанию навигационное сообщение подразделяется на оперативную и неоперативную информацию.

Оперативная информация относится к тому НКА, с борта которого передается данный навигационный радиосигнал и содержит:

- оцифровку меток времени НКА;
- сдвиг шкалы времени НКА относительно шкалы времени системы ГЛОНАСС;
- относительное отличие несущей частоты излучаемого навигационного радиосигнала от номинального значения;
- эфемериды НКА и другие параметры (см. раздел 4.4).

Неоперативная информация содержит альманах системы, включающий в себя:

- данные о состоянии всех НКА системы (альманах состояния);
- сдвиг шкалы времени каждого НКА относительно шкалы времени системы ГЛОНАСС (альманах фаз);
- параметры орбит всех НКА системы (альманах орбит);
- сдвиг шкалы времени системы ГЛОНАСС относительно UTC(SU) и другие параметры (см. раздел 4.5).

4.3 Структура навигационного сообщения

Навигационное сообщение передается в виде потока цифровой информации, закодированной по коду Хемминга и преобразованной в относительный код. Структурно поток ЦИ формируется в виде непрерывно повторяющихся суперкадров. Суперкадр состоит из нескольких кадров, кадр состоит из нескольких строк ЦИ.

Границы строк, кадров и суперкадров различных НКА синхронны с погрешностью не более 2 мс.

4.3.1 Структура суперкадра

Суперкадр имеет длительность 2,5 мин и состоит из 5 кадров длительностью 30 с. Каждый кадр состоит из 15 строк длительностью 2 с.

В пределах каждого суперкадра передается полный объем неоперативной информации (альманах) для всех 24 НКА системы ГЛОНАСС.

На рис. 4.1. приведена структура суперкадра с указанием номеров кадров в суперкадре и номеров строк в кадрах.

КООРДИНАЦИОННЫЙ НАУЧНО-ИНФОРМАЦИОННЫЙ ЦЕНТР

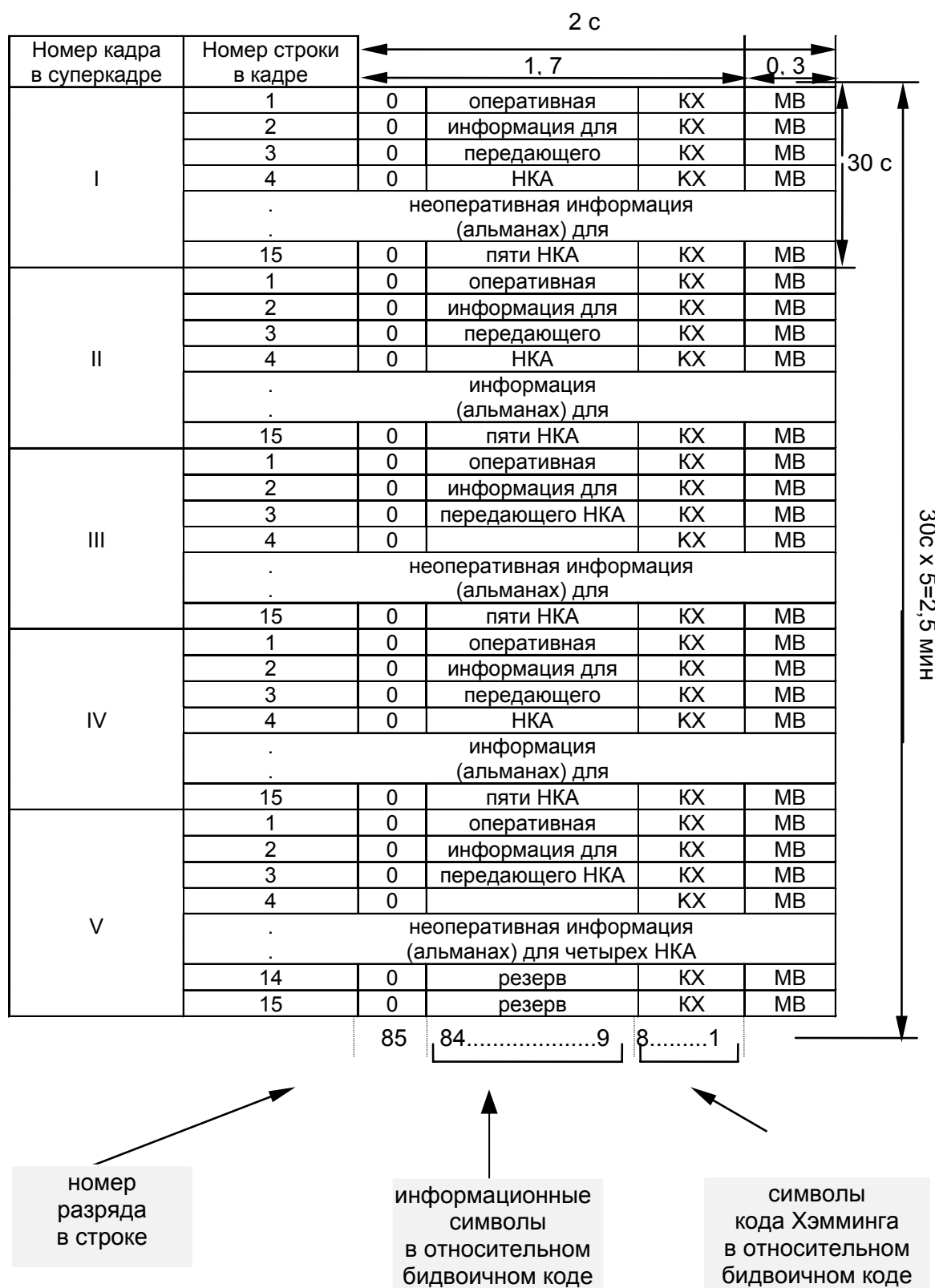


Рис. 4.1. Структура суперкадра навигационного сообщения ГЛОНАСС

4.3.2 Структура кадра

Навигационный кадр является частью суперкадра. Каждый навигационный кадр имеет длительность 30 с и состоит из пятнадцати строк длительностью 2 с каждая.

В пределах каждого кадра передается полный объем оперативной ЦИ для данного НКА и часть неоперативной ЦИ.

На рис. 4.2 показана структура кадра в суперкадре.

Навигационные кадры с первого по четвертый идентичны. Заштрихованные области на рисунке, изображающем навигационный кадр, представляют собой резерв, предусмотренный на случай изменений и дополнений в структуре навигационного сообщения.

В каждом кадре суперкадра информация, содержащаяся в строках с первой по четвертую, относится к тому спутнику, с которого она поступает (оперативная информация). Эта информация в пределах суперкадра не меняется.

Строки с шестой по пятнадцатую каждого кадра заняты неоперативной информацией (альманах) для 24-х спутников системы: по пяти спутникам в кадрах с первого по четвертый и по четырем спутникам в пятом кадре. Неоперативная информация (альманах) для одного спутника занимает две строки. Информация пятой строки в кадре относится к неоперативной информации и повторяется в каждом кадре суперкадра.

Альманах системы ГЛОНАСС, передаваемый в пределах суперкадра, распределяется по навигационным кадрам как показано в таблице 4.1.

Таблица 4.1 Распределение альманаха системы ГЛОНАСС по кадрам суперкадра

Номер кадра в суперкадре	Номера НКА, для которых в данном кадре передается альманах
1	1 – 5
2	6 – 10
3	11 – 15
4	16 – 20
5	21 - 24

КООРДИНАЦИОННЫЙ НАУЧНО-ИНФОРМАЦИОННЫЙ ЦЕНТР

№ Строки (P2 ¹)	1	m ⁴	2	P1 ²	t _k	12	x _n '(t _b)	24	x _n ''(t _b)	5	x _n (t _b)	27	KX	8	MB			
	2	m ⁴	B _n ³	t _b	7		y _n '(t _b)	24	y _n ''(t _b)	5	y _n (t _b)	27	KX	8	MB			
(P3 ¹)	3	m ⁴		γ _n (t _b)	11	i	z _n '(t _b)	24	z _n ''(t _b)	5	z _n (t _b)	27	KX	8	MB			
	4	m ⁴		τ _n (t _b)	22		Δτ _n ⁵	E _n ⁵										
(C _n)	5	m ⁴		N ^A	11		τ _c	32			N ₄ ⁵	τ _{GPS}	22	i _n	KX	8	MB	
	6	m ⁴	M _n ²	n ^A	5		τ _n ^A	10	λ _n ^A	21	Δi _n ^A	18	ε _n ^A	15		KX	8	MB
	7	m ⁴		ω _n ^A	16		t _{λ^A}	21	ΔT _n ^A	22	ΔT _n ^A	7	H _n ^A	5	i _n	KX	8	MB
	8	m ⁴	M _n ²	n ^A	5		τ _n ^A	10	λ _n ^A	21	Δi _n ^A	18	ε _n ^A	15		KX	8	MB
	9	m		ω _n ^A	16		t _{λ^A}	21	ΔT _n ^A	22	ΔT _n ^A	7	H _n ^A	5	i _n	KX	8	MB
	10	m ⁴	M _n ²	n ^A	5		τ _n ^A	10	λ _n ^A	21	Δi _n ^A	18	ε _n ^A	15		KX	8	MB
	11	m ⁴		ω _n ^A	16		t _{λ^A}	21	ΔT _n ^A	22	ΔT _n ^A	7	H _n ^A	5	i _n	KX	8	MB
	12	m ⁴	M _n ²	n ^A	5		τ _n ^A	10	λ _n ^A	21	Δi _n ^A	18	ε _n ^A	15		KX	8	MB
	13	m ⁴		ω _n ^A	16		t _{λ^A}	21	ΔT _n ^A	22	ΔT _n ^A	7	H _n ^A	5	i _n	KX	8	MB
	14	m ⁴	M _n ²	n ^A	5		τ _n ^A	10	λ _n ^A	21	Δi _n ^A	18	ε _n ^A	15		KX	8	MB
	15	m ⁴		ω _n ^A	16		t _{λ^A}	21	ΔT _n ^A	22	ΔT _n ^A	7	H _n ^A	5	i _n	KX	8	MB

Рис. 4.2.а. Структура навигационных кадров с 1-го по 4-й кадр суперкадра

№ Строки (P2 ¹)	1	m ⁴	2	P1 ²	t _k	12	x _n '(t _b)	24	x _n ''(t _b)	5	x _n (t _b)	27	KX	8	MB				
	2	m ⁴	B _n ³	t _b	7		y _n '(t _b)	24	y _n ''(t _b)	5	y _n (t _b)	27	KX	8	MB				
(P3 ¹)	3	m ⁴		γ _n (t _b)	11	i	z _n '(t _b)	24	z _n ''(t _b)	5	z _n (t _b)	27	KX	8	MB				
	4	m ⁴		τ _n (t _b)	22		Δτ _n ⁵	E _n ⁵											
(C _n)	5	m ⁴		N ^A	11		τ _c	32			N ₄ ⁵	τ _{GPS}	22	i _n	KX	8	MB		
	6	m ⁴	M _n ²	n ^A	5		τ _n ^A	10	λ _n ^A	21	Δi _n ^A	18	ε _n ^A	15		KX	8	MB	
	7	m ⁴		ω _n ^A	16		t _{λ^A}	21	ΔT _n ^A	22	ΔT _n ^A	7	H _n ^A	5	i _n	KX	8	MB	
	8	m ⁴	M _n ²	n ^A	5		τ _n ^A	10	λ _n ^A	21	Δi _n ^A	18	ε _n ^A	15		KX	8	MB	
	9	m		ω _n ^A	16		t _{λ^A}	21	ΔT _n ^A	22	ΔT _n ^A	7	H _n ^A	5	i _n	KX	8	MB	
	10	m ⁴	M _n ²	n ^A	5		τ _n ^A	10	λ _n ^A	21	Δi _n ^A	18	ε _n ^A	15		KX	8	MB	
	11	m ⁴		ω _n ^A	16		t _{λ^A}	21	ΔT _n ^A	22	ΔT _n ^A	7	H _n ^A	5	i _n	KX	8	MB	
	12	m ⁴	M _n ²	n ^A	5		τ _n ^A	10	λ _n ^A	21	Δi _n ^A	18	ε _n ^A	15		KX	8	MB	
	13	m ⁴		ω _n ^A	16		t _{λ^A}	21	ΔT _n ^A	22	ΔT _n ^A	7	H _n ^A	5	i _n	KX	8	MB	
	14	m ⁴		B ₁	11		B ₂	10	KP ²							KX	8	MB	
	15	m ⁴														i _n	KX	8	MB

Рис. 4.2.б. Структура навигационных кадров, 5-й кадр суперкадра

4.3.3 Структура информационной строки в кадре

Информационная строка является структурным элементом навигационного кадра. Структура информационной строки показана на рис. 4.3. Каждая строка содержит двоичные символы ЦИ и метку времени. Длительность строки ЦИ равна 2 с, и из них 0,3 с в конце строки занимает МВ в виде укороченной ПС последовательности ПСПМВ, состоящей из 30-ти символов длительностью 10 мс (см. параграф 3.3.2.2.). Остальную часть строки (1,7 с) занимает собственно ЦИ с символьной частотой 50 Гц, сложенная по модулю два с меандром двойной символьной частоты 100 Гц (бидвоичный код). Таким образом, каждая строка содержит 85 двоичных символов ЦИ. Нумерация позиций символов в строке осуществляется справа налево. Наряду с информационными символами (позиции 84-9) в каждой строке ЦИ передаются 8 проверочных символов (позиции 1-8) кода Хемминга (КХ), позволяющие производить проверку достоверности символов ЦИ в строке. Код Хемминга имеет кодовое расстояние равное четырем. Разделение строк ЦИ осуществляется с помощью меток времени (МВ). Слова ЦИ записываются старшими разрядами слева. Передача ЦИ осуществляется старшими разрядами вперед. В каждой строке последний символ (85-я позиция) является "холостым", он необходим для реализации последовательного относительного кода при передаче ЦИ по радиолинии. В качестве "холостого" символа принят "0".



Рис. 4.3. Структура информационной строки

4.4 Оперативная информация навигационного сообщения и эфемериды НКА

Количество разрядов, цена младшего разряда, диапазон значений и единицы измерения параметров эфемерид приведены в таблице 4.5. В словах, числовые значения которых могут принимать положительные и отрицательные значения, старший разряд является знаковым, символ "0" соответствует знаку "плюс", а символ "1" - знаку "минус".

Параметры эфемерид НКА периодически определяются подсистемой контроля и управления и закладываются на все спутники системы.

Среднеквадратические значения погрешностей передаваемых местоположения и скорости спутников в орбитальной системе координат при суточном прогнозе приведены в таблице 4.2.

Таблица 4.2 Погрешности передаваемых координат и скорости НКА

Составляющая погрешности	СКО погрешности определения			
	местоположения (м)		скорости (см/с)	
НКА	ГЛОНАСС	ГЛОНАСС-М	ГЛОНАСС	ГЛОНАСС-М
Вдоль орбиты	20	7	0,05	0,03
По бинормали к орбите	10	7	0,1	0,03
По радиус-вектору	5	1,5	0,3	0,2

Разрядность, единицы измерения и диапазон значений слов оперативной информации навигационного сообщения представлены в таблице 4.5.

Ниже приводятся буквенные обозначения слов оперативной информации, и поясняется их смысловое содержание.

Слово **m** - номер строки в навигационном кадре;

Слово **t_к** - время начала кадра внутри текущих суток, исчисляемое в шкале бортового времени. В 5 старших разрядах записывается количество целых часов, прошедших с начала текущих суток. В 6 средних разрядах записывается количество целых минут, а в младшем разряде - количество 30-секундных интервалов, прошедших с начала текущей минуты.

Начало суток по бортовому времени спутника совпадает с началом очередного суперкадра;

Слово **B_n** – признак недостоверности кадра n-го НКА. Аппаратурой потребителя анализируется только старший разряд этого слова, "1" в котором обозначает факт непригодности данного спутника для проведения сеансов измерений. Второй и третий разряды этого слова аппаратурой потребителя не анализируются;

Слово **t_б** – порядковый номер временного интервала внутри текущих суток по шкале системного времени ГЛОНАСС, к середине которого относится передаваемая в кадре оперативная информация. Длительность данного временного интервала и, следовательно, максимальное значение слова t_б определяются значением слова P1;

Слово **P** – признак режима работы НКА по ЧВИ ⁽¹⁾. Значения признака следующие:

00 – ретрансляция параметра τ_c , ретрансляция параметра τ_{GPS} ;

01 - ретрансляция параметра τ_c , размножение параметра τ_{GPS} на борту НКА;

10 - размножение параметра τ_c на борту НКА, ретрансляция параметра τ_{GPS} ;

11 - умножение параметра τ_c на борту НКА, умножение параметра τ_{GPS} на борту НКА.

Слово **P1** - признак смены оперативной информации; признак сообщает величину интервала времени между значениями t_b (мин) в данном и предыдущем кадрах, как показано в таблице 4.3;

Таблица 4.3 Значения слова P1

Значение слова P1	Величина интервала времени между значениями слова t_b , мин
00	0
01	30
10	45
11	60

Слово **P2** - признак нечетности ("1") или четности ("0") числового значения слова t_b (для интервалов 30 или 60 минут);

Слово **P3** - признак, состояние "1" которого означает, что в данном кадре передается альманах для 5-ти спутников системы, а состояние "0" означает, что в данном кадре передается альманах для 4-х спутников;

Слово **P4** – признак того, что на текущем интервале времени t_b средствами ПКУ на НКА заложена (1) или не заложена (0) обновленная эфемеридная или частотно-временная информация.⁽¹⁾;

Примечание. Передача обновленной эфемеридной и частотно-временной информации осуществляется только после окончания текущего интервала t_b , на котором произошла закладка ПКУ новых данных.

Слово **N_T** – текущая дата, календарный номер суток внутри четырехлетнего интервала, начиная с 1-го января високосного года⁽¹⁾. Алгоритм пересчета от номера суток внутри четырехлетнего интервала к общепринятой форме даты (чч.мм.гг.) приведен в разделе П 3.1.3;

Слово **n** – номер НКА, излучающего данный навигационный сигнал⁽¹⁾ и соответствующий его рабочей точке внутри орбитальной группировки ГЛОНАСС;

Слово **F_T** – фактор точности измерений, характеризующий в виде эквивалентной ошибки прогнозируемую ошибку измерения псевдодальности, обусловленную набором данных (эфемеридная и частотно-временная информация), излучаемых в навигационном сообщении на момент времени t_b (см. таблицу 4.4)⁽¹⁾;

Слово **$\Delta\tau_n$** – смещение излучаемого навигационного радиосигнала поддиапазона L2 относительно навигационного радиосигнала поддиапазона L1 для n-го НКА.

$$\Delta\tau_n = t_{f2} - t_{f1},$$

где t_{r1} , t_{r2} – аппаратные задержки в соответствующих поддиапазонах, выраженные в единицах времени;

Слово **M** – модификация НКА, излучающего данный навигационный сигнал. Значение "00" означает НКА ГЛОНАСС, "01" – НКА ГЛОНАСС-М⁽¹⁾;

Таблица 4.4 Значения слова F_T

Значения слова F_T	Точность измерений σ , м
0	1
1	2
2	2,5
3	4
4	5
5	7
6	10
7	12
8	14
9	16
10	32
11	64
12	128
13	256
14	512
15	не используется

Слово $\gamma_n(t_b)$ - относительное отклонение прогнозируемого значения несущей частоты излучаемого навигационного радиосигнала n-го спутника от номинального значения на момент времени t_b

$$\gamma_n(t_b) = \frac{f_n(t_b) - f_{nn}}{f_{nn}},$$

где

$f_n(t_b)$ - прогнозируемое значение несущей частоты излучаемого навигационного радиосигнала n-го спутника с учетом гравитационного и релятивистского эффектов на момент времени t_b ;

f_{nn} - номинальное значение несущей частоты навигационного радиосигнала n-го спутника.

Слово $\tau_n(t_b)$ - сдвиг шкалы времени n-го спутника t_n относительно шкалы времени системы ГЛОНАСС t_c , равный смещению по фазе ПСПД излучаемого навигационного радиосигнала n-го спутника относительно системного опорного сигнала на момент времени t_b , выраженный в единицах времени

КООРДИНАЦИОННЫЙ НАУЧНО-ИНФОРМАЦИОННЫЙ ЦЕНТР
--

$$\tau_n(t_b) = t_c(t_b) - t_n(t_b);$$

Слово I_n - признак недостоверности кадра n -го НКА; $I_n = 0$ свидетельствует о пригодности спутника для навигации; $I_n = 1$ означает факт непригодности данного спутника для навигации.

Таблица 4.5 Разрядность, единицы измерения и диапазон значений слов оперативной информации навигационного сообщения

Слово*	Число разрядов	Цена младшего разряда	Диапазон значений	Единица измерения
m	4	1	0...15	безразмерная
t_k	5	1	0...23	час
	6	1	0...59	мин
	1	30	0;30	с
t_b	7	15	15...1425	мин
M ⁽¹⁾	2	1	0-3	безразмерная
$\gamma_n(t_b)$ ⁽²⁾	11	2^{-40}	$\pm 2^{-30}$	безразмерная
$\tau_n(t_b)$ ⁽²⁾	22	2^{-30}	$\pm 2^{-9}$	с
$x_n(t_b), y_n(t_b), z_n(t_b)$ ⁽²⁾	27	2^{-11}	$\pm 2,7 \cdot 10^4$	км
$\dot{x}_n(t_b), \dot{y}_n(t_b), \dot{z}_n(t_b)$ ⁽²⁾	24	2^{-20}	$\pm 4,3$	км/с
$\ddot{x}_n(t_b), \ddot{y}_n(t_b), \ddot{z}_n(t_b)$ ⁽²⁾	5	2^{-30}	$\pm 6,2 \cdot 10^{-9}$	км/с ²
B_n	3	1	0...7	безразмерная
P ⁽¹⁾	2	1	00,01,10,11	безразмерная
N_T ⁽¹⁾	11	1	0...2048	сутки
F_T ⁽¹⁾	4	(см. Табл. 4.4)		
n ⁽¹⁾	5	1	0...31	безразмерная
$\Delta\tau_n$ ⁽²⁾	5	2^{-30}	$\pm 13,97 \cdot 10^{-9}$	с
E_n	5	1	0...31	сутки
$P1$	2	(см. Табл. 4.3)		
$P2$	1	1	0;1	безразмерная
$P3$	1	1	0;1	безразмерная
$P4$ ⁽¹⁾	1	1	0;1	безразмерная
I_n ⁽¹⁾	1	1	0;1	безразмерная

Примечание (1): - Данные слова передаются в навигационном сообщении спутника ГЛОНАСС-М.

Примечание (2): - В словах, числовые значения которых могут быть положительными и отрицательными, старший разряд является знаковым. При этом символ "0" соответствует знаку "+", а символ "1" - знаку "-".

КООРДИНАЦИОННЫЙ НАУЧНО-ИНФОРМАЦИОННЫЙ ЦЕНТР
--

Размещение слов оперативной информации навигационного сообщения в кадре представлено в таблице 4.6.

Таблица 4.6 Размещение слов оперативной информации навигационного сообщения в кадре

Слово	Количество разрядов	Номер строки в кадре	Номера разрядов в строке
m	4	1...15	81 - 84
t_k	12	1	65 - 76
t_b	7	2	70 - 76
M	2	4	9 - 10
$\gamma_n(t_b)$	11	3	69 - 79
$\tau_n(t_b)$	22	4	59 - 80
$x_n(t_b)$	27	1	9 - 35
$y_n(t_b)$	27	2	9 - 35
$z_n(t_b)$	27	3	9 - 35
\cdot $x_n(t_b)$	24	1	41 - 64
\cdot $y_n(t_b)$	24	2	41 - 64
\cdot $z_n(t_b)$	24	3	41 - 64
\dots $x_n(t_b)$	5	1	36 - 40
\dots $y_n(t_b)$	5	2	36 - 40
\dots $z_n(t_b)$	5	3	36 - 40
P	2	3	66 - 67
N_T	11	4	16 - 26
n	5	4	11 - 15
F_T	4	4	30 - 33
E_n	5	4	49 - 53
B_n	3	2	78 - 80
$P1$	2	1	77 - 78
$P2$	1	2	77
$P3$	1	3	80
$P4$	1	4	34
$\Delta\tau_n$	5	4	54 - 58
l_n	1	3,5,7,9,11,13,15	65(3-я строка), 9(5,7,9,11,13,15 строки)

Слова $x_n(t_b)$, $y_n(t_b)$, $z_n(t_b)$ - координаты n-го НКА в системе координат ПЗ-90 на момент времени t_b ;

Слова $\dot{x}_n(t_b)$, $\dot{y}_n(t_b)$, $\dot{z}_n(t_b)$ - составляющие вектора скорости n-го НКА в системе координат ПЗ-90 на момент времени t_b ;

Слова $\ddot{x}_n(t_b)$, $\ddot{y}_n(t_b)$, $\ddot{z}_n(t_b)$ - составляющие ускорения n-го НКА в системе координат ПЗ-90 на момент времени t_b , обусловленные действием Луны и Солнца;

Слово E_n - характеризует "возраст" оперативной информации, то есть интервал времени, прошедший от момента расчета (закладки) оперативной информации до момента времени t_b для n-го спутника. Слово E_n формируется на борту НКА.

4.5 Неоперативная информация навигационного сообщения, альманах системы ГЛОНАСС

Неоперативная информация (альманах) включает в себя:

- данные о шкале времени системы;
- данные о шкале времени каждого спутника;
- данные об элементах орбит и техническом состоянии всех спутников системы.

Разрядность, единицы измерения и диапазон значений слов неоперативной информации навигационного сообщения представлены в таблице 4.9.

Ниже приводятся принятые буквенные обозначения параметров альманаха, и поясняется их смысловое содержание.

Слово τ_c - поправка к шкале времени системы ГЛОНАСС относительно UTC(SU). Поправка τ_c дана на начало суток с номером N^A ;

Слово N_4 – номер четырехлетнего периода, первый год первого четырехлетия соответствует 1996 году.⁽¹⁾

Слово τ_{GPS} – поправка на расхождение системных шкал времени GPS(T_{GPS}) и ГЛОНАСС ($T_{ГЛ}$) в соответствии со следующим выражением:

$$T_{GPS} - T_{ГЛ} = \Delta T + \tau_{GPS},$$

где ΔT – целая часть, а τ_{GPS} - дробная часть расхождения шкал времени, выраженного в секундах.

Примечание: Целая часть расхождения ΔT определяется потребителем из навигационного сообщения системы GPS;

Слово N^A - календарный номер суток внутри четырехлетнего периода, начиная с високосного года, к которым относятся поправка τ_c и данные альманаха системы (альманах орбит и альманах фаз);

Слово n^A - условный номер спутника в системе, который соответствует номеру занимаемой спутником рабочей точки;

Слово H_n Признак КР помещается в навигационный кадр не позднее, чем за 8 недель до проведения коррекции. Однако, решение о предстоящей коррекции может быть принято раньше, чем за 8 недель. Поэтому с начала квартала до принятия решения передается признак 10 (решение еще не принято), а после принятия решения передается один из 3-х вышеперечисленных признаков.

A - номер несущей частоты навигационного радиосигнала, излучаемого спутником с номером n^A ;

КООРДИНАЦИОННЫЙ НАУЧНО-ИНФОРМАЦИОННЫЙ ЦЕНТР
--

Слово λ_n^A - долгота в системе координат ПЗ-90 первого внутри суток с номером N^A восходящего узла орбиты спутника с номером n^A ;

Слово $t_{\lambda n}^A$ - время прохождения первого внутри суток с номером N^A восходящего узла орбиты спутника с номером n^A ;

Слово Δi_n^A - поправка к среднему значению наклона орбиты для спутника с номером n^A на момент $t_{\lambda n}^A$ (среднее значение наклона орбиты принято равным 63°);

Слово ΔT_n^A - поправка к среднему значению драконического периода обращения спутника с номером n^A на момент времени $t_{\lambda n}^A$ (среднее значение драконического периода обращения спутника принято равным 43200 с);

Слово $\dot{\Delta T}_n^A$ - скорость изменения драконического периода обращения спутника с номером n^A ;

Слово ε_n^A - эксцентриситет орбиты спутника с номером n^A на момент времени $t_{\lambda n}^A$;

Слово ω_n^A - аргумент перигея орбиты спутника с номером n^A на момент времени $t_{\lambda n}^A$;

Слово M_n^A – признак модификации n-го НКА ⁽¹⁾; "00" - ГЛОНАСС,
"01" - ГЛОНАСС-М;

Слова **B1** и **B2** - коэффициенты линейного полинома для определения величины $\Delta UT1$ расхождения всемирного UT1 (время Гринвичского меридиана с учетом движения полюса) и координированного времени UTC(SU) государственного стандарта Российской Федерации:

$$\Delta UT1 = UT1 - UTC(SU).$$

Слово **B1** – величина $\Delta UT1$ на начало суток с номером N^A , измеряется в секундах.

Слово **B2** – скорость изменения параметра $\Delta UT1$, измеряется в секундах за средние солнечные сутки (с/ссс).

$$\Delta UT1 = B1 + B2*(N_T - N^A),$$

Слово **KP** – признак ожидаемой секундной коррекции шкалы UTC на величину ± 1 с, как показано в таблице 4.7 ⁽¹⁾.

Таблица 4.7 Значения слова KP

KP	Информация о секундной коррекции UTC
00	В конце текущего квартала коррекции UTC не будет
01	В конце текущего квартала будет коррекция на плюс 1 с.
11	В конце текущего квартала будет коррекция на минус 1 с.

Признак **KP** помещается в навигационный кадр не позднее, чем за 8 недель до проведения коррекции. Однако, решение о предстоящей коррекции может быть принято раньше, чем за 8 недель. Поэтому с начала квартала до принятия решения передается признак 10 (решение ещё не принято), а после принятия решения передаётся один из 3-х вышеперечисленных признаков.

Слово τ_n^A - грубое значение сдвига шкалы времени спутника с номером n^A относительно шкалы времени системы на момент времени $t_{\lambda n}^A$, равное смещению ПСПД излучаемого навигационного радиосигнала относительно номинального положения, выраженному в единицах времени;

Слово C_n^A - обобщенный признак состояния спутника с номером n^A на момент закладки неоперативной информации (альманаха орбит и фаз). Значение признака $C_n = 0$ указывает на непригодность спутника для использования в сеансах навигационных определений, а значение признака $C_n = 1$ - на пригодность спутника.

КООРДИНАЦИОННЫЙ НАУЧНО-ИНФОРМАЦИОННЫЙ ЦЕНТР

Точность передаваемых в составе альманаха параметров такова, что позволяет потребителю производить определение дальности и радиальной скорости спутника со среднеквадратическими значениями погрешностей, зависящими от времени, прошедшего с момента передачи альманаха ("возраста" данных), как показано в таблице 4.8.

Таблица 4.8 Зависимость погрешности навигационных определений от "возраста" данных альманаха

"Возраст" данных альманаха	СКО погрешности определения	
	дальности (км)	радиальной скорости (м/с)
1 сутки	0,83	0,33
10 суток	2,0	0,7
20 суток	3,3	4,2

Таблица 4.9 Разрядность, единицы измерения и диапазон значений слов альманаха системы

Слово*	Число разрядов	Цена Младшего Разряда	Диапазон значений	Единица измерения
$\tau_c^{(1)(2)(4)}$	28	2^{-27}	± 1	с
	32	2^{-31}	± 1	с
$\tau_{GPS}^{(1)(2)}$	22	2^{-30}	$\pm 1,9 \cdot 10^{-3}$	с
$N_4^{(1)}$	5	1	1-31	4-х летний интервал
N^A	11	1	1...1461	сутки
n^A	5	1	1...24	безразмерная
$H_n^A^{(3)}$	5	1	0...31	безразмерная
$\lambda_n^A^{(2)}$	21	2^{-20}	± 1	полуцикл
$t_{\lambda_n}^A$	21	2^{-5}	0...44100	с
$\Delta i_n^A^{(2)}$	18	2^{-20}	$\pm 0,067$	полуцикл
$\Delta T_n^A^{(2)}$	22	2^{-9}	$\pm 3,6 \cdot 10^3$	с/виток
$\Delta T_n^A^{(2)}$	7	2^{-14}	$\pm 2^{-8}$	с/виток ²
ε_n^A	15	2^{-20}	0...0,03	безразмерная
$\omega_n^A^{(2)}$	16	2^{-15}	± 1	полуцикл
$M_n^A^{(1)}$	2	1	0...3	безразмерная
$B1^{(1)(2)}$	11	2^{-10}	$\pm 0,9$	с
$B2^{(1)(2)}$	10	2^{-16}	$(-4,5...3,5) \cdot 10^{-3}$	с/ССС.
$KP^{(1)}$	2	1	0,1	безразмерная
$\tau_n^A^{(2)}$	10	2^{-18}	$\pm 1,9 \cdot 10^{-3}$	с
C_n^A	1	1	0...1	безразмерная

Примечание (1): - Данные слова передаются в навигационном сообщении спутника ГЛОНАСС-М.

Примечание (2): - В словах, числовые значения которых могут быть положительными и отрицательными, старший разряд является знаковым. При этом символ "0" соответствует знаку "+", а символ "1" - знаку "-".

КООРДИНАЦИОННЫЙ НАУЧНО-ИНФОРМАЦИОННЫЙ ЦЕНТР

Примечание (3): - Отрицательные значения номера несущей частоты в кадре обозначаются в соответствии с таблицей 4.10

Примечание (4): - Значение τ_c с увеличенным значением количества разрядов с 28 до 32 и ценой младшего разряда слова до 2^{-31} с (то есть до 0.46 нс) передается в навигационном сообщении спутника ГЛОНАСС-М. Слово расположено в 5-ой, 20-ой, 35-ой, 50-ой и 65-ой строках суперкадра с 38-го по 69 разряды.

Таблица 4.10 Обозначение отрицательных значений номера несущей частоты в кадре навигационного сообщения

Номер несущей частоты	Значение слова N_n^A
-01	31
-02	30
-03	29
-04	28
-05	27
-06	26
-07	25

Размещение слов альманаха системы в кадре навигационного сообщения представлено в таблице 4.11.

Таблица 4.11 Размещение слов альманаха системы в кадре навигационного сообщения

Слово*	Число разрядов	Номера строк в кадре ⁽¹⁾	Номера разрядов в строках
τ_c	32	5	38 – 69 (с учетом Примечания 4 к Таблице 4.9)
N_4	5	5	32 – 36
τ_{GPS}	22	5	10 - 31
N^A	11	5	70 - 80
n^A	5	6, 8, 10, 12, 14	73 - 77
H_n^A	5	7, 9, 11, 13, 15	10 - 14
λ_n^A	21	6, 8, 10, 12, 14	42 - 62
$t_{\lambda_n^A}$	21	7, 9, 11, 13, 15	44 - 64
Δi_n^A	18	6, 8, 10, 12, 14	24 - 41
ΔT_n^A	22	7, 9, 11, 13, 15	22 - 43
$\dot{\Delta T}_n^A$	7	7, 9, 11, 13, 15	15 - 21
ε_n^A	15	6, 8, 10, 12, 14	9 – 23
ω_n^A	16	7, 9, 11, 13, 15	65 – 80
M_n^A	2	6,8,10,12,14	78-79
B1	11	74	70-80
B2	10	74	60-69
KP	2	74	58-59
τ_n^A	10	6, 8, 10, 12, 14	63 – 72
C_n^A	1	6, 8, 10, 12, 14	80

4.6 Резервные разряды в суперкадре

Резервные разряды в суперкадре предусмотрены на случай введения в навигационное сообщение дополнительной информации. Размещение резервных разрядов в суперкадре с указанием номера строки (используется единая нумерация строк в пределах суперкадра без разбиения на кадры) и номеров разрядов в строке приведены в таблице 4.12.

Таблица 4.12 Размещение резервных разрядов в суперкадре

Номера строк в суперкадре	Расположение разрядов в строке	Количество разрядов
1, 16, 31, 46, 61	79, 80	2
2, 17, 32, 47, 62	65 - 69	5
3, 18, 33, 48, 63	68	1
4, 19, 34, 49, 64	27, 28, 29, 35 - 48	17
5, 20, 35, 50, 65	37	1
74	9 - 57	49
75	10 - 80	71

Примечание: - Расположение резервных разрядов в суперкадре дано с учетом примечаний 1 и 4 к таблицам 4.5 и 4.9

4.7 Алгоритм проверки достоверности информации в строке

Проверка строк кадра, содержащих цифровую информацию, заключается в исправлении одиночных ошибок (неверен один разряд строки) и обнаружении двойных (и большего четного числа) ошибок. Каждая строка ЦИ представляет собой 85-разрядный код, причем старшие 77 разрядов содержат информационные символы ($b_{85}, b_{84}, \dots, b_{10}, b_9$); а младшие 8 разрядов - проверочные символы ($\beta_8, \beta_7, \dots, \beta_2, \beta_1$).

Для исправления однократных ошибок в 85-разрядных кодовых строках формируются контрольные суммы C_1, C_2, \dots, C_7 , а для обнаружения двукратных (и большего четного числа) ошибок формируется контрольная сумма C_Σ . Правила формирования контрольных сумм C_1, \dots, C_7 и C_Σ при проверке достоверности информации в строке приведены в таблице 4.13.

Устанавливаются следующие правила исправления одиночных и обнаружения кратных искажений символов информации:

а) строка считается неискаженной, если все контрольные суммы C_1, \dots, C_7 и сумма C_Σ равны нулю, либо лишь одна из контрольных сумм C_1, \dots, C_7 равна единице и при этом $C_\Sigma = 1$;

б) если две или более контрольных сумм C_1, \dots, C_7 равны единице и $C_\Sigma = 1$, то символ $b_{i_{кор}}$ исправляется на противоположный символ в разряде с порядковым номером $i_{кор} = C_7 C_6 C_5 C_4 C_3 C_2 C_1 + 8 - K$, при условии, что $i_{кор} \leq 85$, где

$C_7 C_6 C_5 C_4 C_3 C_2 C_1$ - двоичное число, сформированное из контрольных сумм C_1, \dots, C_7 (все двоичные числа записаны младшими разрядами вправо);

K - номер старшей из отличных от нуля контрольных сумм.

Если по формуле для $i_{кор}$ получается $i_{кор} > 85$, то фиксируется факт наличия нечетного числа кратных ошибок и фраза не исправляется, а бракуется (стирается);

в) если хотя бы одна из контрольных сумм C_1, \dots, C_7 равна единице, а $C_\Sigma = 0$, либо все суммы C_1, \dots, C_7 равны нулю, но $C_\Sigma = 1$, то фиксируется факт наличия кратных ошибок и фраза бракуется.

Таблица 4.13 Формирование контрольных сумм при проверке достоверности информации в строке (пример алгоритма)

$\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_8$ - проверочные символы кода Хэмминга (1-8);

$b_{77}, b_{76}, \dots, b_2, b_1$ - информационные символы (9-85);

$C_1, C_2, \dots, C_7, C_\Sigma$ - контрольные суммы;

$$C_1 = \beta_1 \oplus [\sum_i b_i]_{\text{mod } 2}$$

$i = 9, 10, 12, 13, 15, 17, 19, 20, 22, 24, 26, 28, 30, 32, 34, 35, 37, 39, 41, 43, 45, 47, 49, 51, 53, 55, 57, 59, 61, 63, 65, 66, 68, 70, 72, 74, 76, 78, 80, 82, 84.$

$$C_2 = \beta_2 \oplus [\sum_j b_j]_{\text{mod } 2}$$

$j = 9, 11, 12, 14, 15, 18, 19, 21, 22, 25, 26, 29, 30, 33, 34, 36, 37, 40, 41, 44, 45, 48, 49, 52, 53, 56, 57, 60, 61, 64, 65, 67, 68, 71, 72, 75, 76, 79, 80, 83, 84.$

$$C_3 = \beta_3 \oplus [\sum_k b_k]_{\text{mod } 2}$$

$k = 10-12, 16-19, 23-26, 31-34, 38-41, 46-49, 54-57, 62-65, 69-72, 77-80, 85.$

$$C_4 = \beta_4 \oplus [\sum_l b_l]_{\text{mod } 2}$$

$l = 13-19, 27-34, 42-49, 58-65, 73-80.$

$$C_5 = \beta_5 \oplus [\sum_m b_m]_{\text{mod } 2}$$

$m = 20-34, 50-65, 81-85.$

$$C_6 = \beta_6 \oplus [\sum_{n=35}^{65} b_n]_{\text{mod } 2}$$

$$C_7 = \beta_7 \oplus [\sum_{p=66}^{85} b_p]_{\text{mod } 2}$$

$$C_\Sigma = [\sum_{q=1}^8 \beta_q]_{\text{mod } 2} \oplus [\sum_{q=9}^{85} b_q]_{\text{mod } 2}$$

5. ПОДСИСТЕМА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС

В настоящем разделе описывается структура ПКА системы ГЛОНАСС и определяются параметры орбит НКА.

5.1 Структура ПКА системы ГЛОНАСС

Полностью развернутая ПКА системы ГЛОНАСС состоит из 24-х НКА.

НКА размещаются в трех орбитальных плоскостях по восемь спутников в каждой плоскости. Долготы восходящих узлов орбитальных плоскостей различаются на 120° . Орбитальным плоскостям присвоены номера 1, 2, и 3. Возрастание порядкового номера орбитальной плоскости производится в направлении вращения Земли. Навигационным спутникам из первой орбитальной плоскости присвоены системные номера от 1 до 8, из второй орбитальной плоскости - от 9 до 16, а из третьей орбитальной плоскости - от 17 до 24. Системные номера НКА в орбитальных плоскостях возрастают в направлении против движения НКА.

5.2 Орбитальные параметры

Номинальные значения абсолютных долгот восходящих узлов идеальных орбитальных плоскостей, зафиксированных на $0^{\text{ч}}00^{\text{м}}00^{\text{с}}$ 1 января 1983 года, равны:

$$251^\circ 15' 00'' + 120^\circ (i - 1),$$

где i - номер орбитальной плоскости ($i = 1, 2, 3$).

Номинальное расстояние между соседними НКА в плоскости по аргументу широты составляет 45° .

Средняя скорость прецессии орбитальных плоскостей составляет минус $0,59251 \cdot 10^{-3}$ рад/сут.

Идеальные значения аргументов широты НКА с системными номерами $j = N + 8$ и $j = N + 16$ отличаются от аргументов широты НКА с системными номерами $j = N$ и $j = N + 8$ соответственно на плюс 15° , где $N = 1, \dots, 8$ и составляют на $0^{\text{ч}}00^{\text{м}}00^{\text{с}}$ 1 января 1983 года:

$$145^\circ 26' 37'' + 15^\circ (27 - 3j + 25j^*),$$

где: j - системный номер НКА ($j = 1, 2, \dots, 24$);

$$j^* = E \left\{ \frac{j - 1}{8} \right\} - \text{целая часть числа } \frac{j - 1}{8}.$$

Интервал повторяемости трасс движения НКА и зон радиовидимости НКА наземными средствами составляет 17 витков (7 суток 23 часа 27 минут 28 секунд).

Номинальные параметры орбит НКА:

- драконический период обращения НКА - 11 час 15 мин 44 с;
- высота орбиты - 19100 км;
- наклонение орбиты - $64,8^\circ$;
- эксцентриситет орбиты - 0.

Максимальные уходы НКА относительно идеального положения на орбите не превышают $\pm 5^\circ$ на интервале срока активного существования.

5.3 Контроль целостности радионавигационного поля ГЛОНАСС

Контроль целостности навигационного поля ГЛОНАСС заключается в контроле качества излучаемых спутниками системы навигационных радиосигналов и качества передаваемой ими навигационной цифровой информации. В системе ГЛОНАСС контроль целостности навигационного поля осуществляется следующими двумя способами.

Во-первых, на спутниках ГЛОНАСС осуществляется непрерывный автономный контроль функционирования основных бортовых систем. В случае обнаружения нарушений нормального функционирования этих систем, влияющих на качество излучаемого спутником навигационного радиосигнала и достоверность передаваемого навигационного сообщения, на спутнике формируется признак его неисправности, который передается потребителю системы в составе оперативной информации навигационного сообщения. Дискретность передачи соответствующего признака в навигационных сообщениях НКА ГЛОНАСС составляет 30 с.

Максимальная задержка от момента обнаружения неисправности до момента передачи соответствующего признака не превышает 1 мин для спутника ГЛОНАСС.

Примечание: - В НКА ГЛОНАСС-М предусматривается уменьшение данной задержки до десяти секунд за счет введения признака I_n и увеличения оперативности изменения признака V_n .

Во-вторых, качество навигационного поля ГЛОНАСС, т.е. исправность всех НКА системы, качество излучаемых ими навигационных радиосигналов и достоверность передаваемой ими информации контролируются аппаратурой контроля навигационного поля (АКНП), входящей в ПКУ. Формируемый этой аппаратурой признак неисправности появляется в неоперативной информации навигационных сообщений (альманахах системы) всех спутников не позднее, чем через 16 часов после появления неисправности. Дискретность передачи данного признака в навигационных сообщениях НКА ГЛОНАСС составляет 2,5 мин.

В соответствии с двумя принятыми в системе ГЛОНАСС способами контроля навигационного поля, в навигационных сообщениях каждого НКА системы передаются два типа признаков исправности (неисправности):

признак $V_n (I_n)$ - нулевое значение которого обозначает пригодность данного спутника для проведения навигационных определений потребителей системы;

признаки C_n - совокупность ($n = 1, \dots, 24$) обобщенных признаков состояния всех спутников системы на момент закладки неоперативной информации (альманаха орбит и фаз); значение признака $C_n = 0$ указывает на непригодность спутника, имеющего системный номер n_A , для использования в сеансах навигационных определений, а значение признака $C_n = 1$ - на пригодность этого спутника.

Потребители системы ГЛОНАСС при принятии решения об использовании или не использовании каждого конкретного НКА для целей навигации должны анализировать значения обоих признаков, руководствуясь при этом правилом, как показано в Таблице 5.1.

Таблица 5.1 Заключение о работоспособности НКА по совокупности значений признаков $V_n(l_n)$ и C_n

Значения признаков		Работоспособность НКА
$V_n(l_n)$	C_n	
0	0	-
0	1	+
1	0	-
1	1	-

ПРИЛОЖЕНИЕ 1

Уровень радиосигнала поддиапазона L1 и L2, принимаемого потребителем

Гарантированный минимум уровня радиосигнала, принимаемого потребителем от НКА ГЛОНАСС и ГЛОНАСС-М в частотных поддиапазонах L1 и L2, определен в разделе 3.3.1.6.

Приведенные ниже рисунки иллюстрирует зависимость минимальной мощности сигнала в частотных поддиапазонах L1 и L2, принятого потребителем, находящимся на поверхности Земли, от угла возвышения НКА. Зависимость построена при следующих допущениях:

- а) мощность радиосигнала определяется на выходе приемной антенны, имеющей линейную поляризацию и коэффициент усиления +3 дБ;
- б) НКА наблюдается под углом возвышения не менее 5°;
- в) потери при распространении радиосигнала в атмосфере составляют 2 дБ;
- г) погрешность угловой ориентации НКА составляет 1° (в сторону уменьшения уровня радиосигнала).

Ошибка ориентации НКА не будет превышать $\pm 1^\circ$, после того, как НКА будет застabilизирован в своем окончательном положении на орбите.

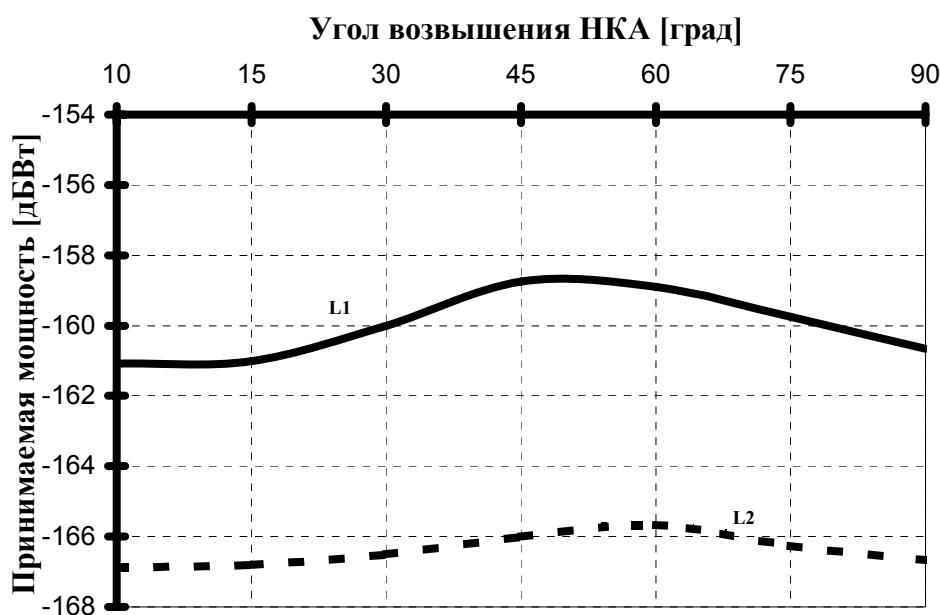


Рис. П.1 Зависимость минимальной мощности радиосигнала от угла возвышения НКА

Более высокий уровень принимаемого радиосигнала может быть обусловлен такими факторами как:

- отклонения в пределах допустимого от номинальной высоты орбиты НКА;
- ошибки угловой ориентации НКА;
- различия коэффициента усиления передающей антенны НКА по азимутальным направлениям и по частотному диапазону;
- изменения выходной мощности передатчика НКА из-за технологических причин;
- колебания температуры;
- вариации напряжения и уровня усиления;
- уменьшение потерь при распространении радиосигнала в атмосфере.

Ожидается, что максимальный уровень принимаемого потребителем радиосигнала в результате действия этих факторов не превысит -155,2 дБВт. Эта оценка получена в предположении, что приемная антенна потребителя имеет приведенные выше характеристики, потери в атмосфере составляют 0,5 дБ, а ошибка угловой ориентации НКА составляет 1° (в сторону увеличения уровня радиосигнала).

ПРИЛОЖЕНИЕ 2

Рекомендации по организации вычислений в приемнике ГЛОНАСС при плановой секундной коррекции UTC

Ключевым моментом методики учета особенностей обработки данных ГЛОНАСС при проведении плановой секундной коррекции UTC является необходимость одновременного использования не скорректированного времени UTC_{old} и скорректированного времени до тех пор, пока не будут приняты новые эфемериды всех наблюдаемых в данный момент времени спутников ГЛОНАСС.

При проведении коррекции UTC приемник должен быть способен:

- формировать плавно меняющиеся и достоверные измерения псевдодальностей;
- выполнять повторную синхронизацию с меткой времени строки навигационного кадра без потери слежения сигнала.

После проведения коррекции UTC приемник должен использовать UTC в процессе решения навигационной задачи следующим образом:

- использовать старые значения UTC (до коррекции) вместе со старыми значениями эфемерид (переданными до 00 часов 00 минут 00 секунд UTC);
- использовать скорректированное время UTC вместе новыми эфемеридами (передаваемыми после 00 часов 00 минут 00 секунд UTC).

В память приемника вводятся с пульта или принимаются из соответствующего навигационного сообщения (ГЛОНАСС-М или GPS) данные о моменте и величине коррекции UTC.

За секунду до коррекции UTC в приемнике вводится в действие алгоритм контроля и использования скорректированного системного времени ГЛОНАСС. Интервал времени действия данного алгоритма простирается:

- до момента завершения коррекции бортовых шкал времени всех наблюдаемых спутников и часов навигационного приемника (при контроле правильности вычисления измеренных псевдодальностей);
- до момента приема новых эфемерид всех наблюдаемых спутников, то есть эфемерид, отнесенных к моменту времени $t_b = 00$ часов 15 минут 00 сек., отсчитанному по шкале скорректированного времени UTC (при вычислении эфемерид спутников).

Для формирования правильных значений измеренных дальностей приемник должен контролировать моменты излучения регистрируемых сигналов спутников и моменты их приема. Если эти события зарегистрированы в разных системах отсчета времени (не скорректированном или скорректированном времени UTC), то измеренное значение псевдодальности должно быть исправлено поправкой, равной значению величины коррекции времени UTC, умноженной на скорость света. Значение псевдодальности должно быть привязано (отнесено) к моменту времени, отсчитанному по не скорректированной шкале времени UTC_{old}.

Для вычисления текущих эфемерид спутников ГЛОНАСС вплоть до момента времени приема новых эфемерид используются эфемеридные данные, принятые со спутников до момента проведения коррекции. Все вычисления ведутся в шкале времени UTC_{old} .

После того как с очередного спутника будут приняты новые эфемериды, его положение вычисляется по новым эфемеридам с использованием скорректированного времени UTC.

Результаты решения навигационной задачи и все данные, вырабатываемые приемником и выдаваемые через интерфейсы после момента коррекции его часов, должны быть отнесены (привязаны) к шкале скорректированного времени UTC, которое реализуется системным временем ГЛОНАСС, формируемым внутри навигационного приемника.

ПРИЛОЖЕНИЕ 3

Примеры алгоритмов расчета координат и скорости НКА по данным эфемерид и альманаха и пересчета текущей даты четырехлетия в общепринятую форму

Ниже даны примеры алгоритмов расчета координат и составляющих скорости НКА на текущий момент времени по данным эфемерид и альманаха системы, а также пересчета текущей даты четырехлетия в общепринятую форму.

П.3.1 Примеры алгоритма пересчета эфемерид НКА на текущий момент времени

П.3.1.1. Алгоритм пересчета эфемерид НКА на текущий момент времени

Пересчет эфемерид с момента времени t_3 на моменты t_i измерения навигационных параметров ($|\tau_i| = |t_i - t_3| < 15$ мин) проводится методом численного интегрирования дифференциальных уравнений движений КА, в правых частях которых учитываются ускорения, определяемые константой гравитационного поля Земли μ , второй зональной гармоникой C_{20} , характеризующей полярное сжатие Земли, а также ускорения лунно-солнечных гравитационных возмущений.

Уравнения движения интегрируются в прямоугольной абсолютной геоцентрической системе координат $Ox_a Y_a Z_a$, связанной с текущими экватором и точкой весеннего равноденствия, методом Рунге-Кутты четвертого порядка и имеют вид:

$$\left. \begin{aligned} dx_a/dt &= V_{x_a} & dy_a/dt &= V_{y_a} & dz_a/dt &= V_{z_a} \\ dV_{x_a}/dt &= -\bar{\mu} * \bar{X}_a + 3/2 * C_{20} * \bar{\mu} * \bar{X}_a * \rho^2 * (1 - 5 * \bar{Z}_a^2) + J_{x_{aL}} + J_{x_{aC}}, \\ dV_{y_a}/dt &= -\bar{\mu} * \bar{Y}_a + 3/2 * C_{20} * \bar{\mu} * \bar{Y}_a * \rho^2 * (1 - 5 * \bar{Z}_a^2) + J_{y_{aL}} + J_{y_{aC}}, \\ dV_{z_a}/dt &= -\bar{\mu} * \bar{Z}_a + 3/2 * C_{20} * \bar{\mu} * \bar{Z}_a * \rho^2 * (3 - 5 * \bar{Z}_a^2) + J_{z_{aL}} + J_{z_{aC}}, \end{aligned} \right\} (1)$$

Здесь $\bar{\mu} = \mu / r^2$, $\bar{X}_a = x_a / r$, $\bar{Y}_a = y_a / r$, $\bar{Z}_a = z_a / r$, $\rho = a_e / r$,

$$r = \sqrt{X_a^2 + Y_a^2 + Z_a^2}.$$

- $J_{x_{aC}}, J_{y_{aC}}, J_{z_{aC}}$ - ускорения от солнечных гравитационных возмущений ;
- $J_{x_{aL}}, J_{y_{aL}}, J_{z_{aL}}$ - ускорения от лунных гравитационных возмущений;
- a_e - экваториальный радиус Земли, равный 6378,136 км [ПЗ-90, справочный документ, КНИЦ, 1998];
- μ - константа гравитационного поля Земли ($398600,44 \text{ км}^3/\text{с}^2$) [ПЗ-90];
- C_{20} - коэффициент при второй зональной гармонике разложения гравитационного поля Земли в ряд по сферическим функциям, равный минус $1082,63 * 10^{-6}$ ($C_{20} = \sqrt{5} * \bar{C}_{20}$, где \bar{C}_{20} - нормализованное значение гармонического коэффициента при второй зональной гармонике, равное минус $484,165 * 10^{-6}$ [ПЗ-90]).

Ускорения от лунных и солнечных гравитационных возмущений вычисляются по формулам:

$$\left. \begin{aligned} Jx_{ak} &= \bar{\mu}_k [(\xi_k - \bar{X}_{ak}) / \Delta_k^3 - \xi_k], \\ Jy_{ak} &= \bar{\mu}_k [(\eta_k - \bar{Y}_{ak}) / \Delta_k^3 - \eta_k], \\ Jz_{ak} &= \bar{\mu}_k [(\zeta_k - \bar{Z}_{ak}) / \Delta_k^3 - \zeta_k], \end{aligned} \right\} (2)$$

где: $\bar{\mu}_k = \mu_k / r_k^2$, $\bar{X}_{ak} = X_a / r_k$, $\bar{Y}_{ak} = Y_a / r_k$, $\bar{Z}_{ak} = Z_a / r_k$,

$$\Delta_k^2 = (\xi_k - \bar{X}_{ak})^2 + (\eta_k - \bar{Y}_{ak})^2 + (\zeta_k - \bar{Z}_{ak})^2,$$

- k - индекс возмущающего тела, k = л для Луны и k = с для Солнца
- $\xi_k, \eta_k, \zeta_k, r_k$ - направляющие косинусы и радиус-вектор возмущающих тел в системе $OX_a Y_a Z_a$ на момент t_s
- μ_l - константа гравитационного поля Луны, равная $4902,835 \text{ км}^3/\text{с}^2$
- μ_c - константа гравитационного поля Солнца, равная $0,1325263 * 10^{12} \text{ км}/\text{с}^2$

Входящие в (2) величины $\xi_k, \eta_k, \zeta_k, r_k$ вычисляются один раз (на момент времени t_s) на весь интервал размножения (± 15 мин) по формулам [Дубошин Г.Н., Небесная механика: Основные задачи и методы; М.: Наука, 1975; Абалакин В.К., Основы эфемеридной астрономии, М.: Наука, 1979]:

$$\left. \begin{aligned} \xi_l &= \sin(\nu_l + \Gamma') \xi_{11} + \cos(\nu_l + \Gamma') \xi_{12}, \\ \eta_l &= \sin(\nu_l + \Gamma') \eta_{11} + \cos(\nu_l + \Gamma') \eta_{12}, \\ \zeta_l &= \sin(\nu_l + \Gamma') \zeta_{11} + \cos(\nu_l + \Gamma') \zeta_{12}, \\ \xi_{cs} &= \cos \nu_c * \cos \omega_c - \sin \nu_c * \sin \omega_c, \\ \eta_c &= (\sin \nu_c * \cos \omega_c + \cos \nu_c * \sin \omega_c) \cos \varepsilon, \\ \zeta_c &= (\sin \nu_c * \cos \omega_c + \cos \nu_c * \sin \omega_c) \sin \varepsilon, \\ r_k &= a_k (1 - e_k * \cos E_k), \quad (k = л, с) \end{aligned} \right\} (3)$$

где $E_k = g_k + e_k * \sin E_k$,

$$\begin{aligned} \sin \nu_k &= \sqrt{1 - e_k^2} * \sin E_k * (1 - e_k * \cos E_k)^{-1}, \\ \cos \nu_k &= (\cos E_k - e_k) * (1 - e_k * \cos E_k)^{-1}, \\ \xi_{11} &= \sin \Omega_l * \cos \Omega_l * (1 - \cos i_l), \\ \xi_{12} &= 1 - \sin^2 \Omega_l * (1 - \cos i_l), \\ \eta_{11} &= \xi^* * \cos \varepsilon - \zeta^* * \sin \varepsilon, \\ \eta_{12} &= \xi_{11} * \cos \varepsilon + \eta^* * \sin \varepsilon, \\ \zeta_{11} &= \xi^* * \sin \varepsilon + \zeta^* * \cos \varepsilon, \\ \zeta_{12} &= \xi_{11} * \sin \varepsilon - \eta^* * \cos \varepsilon, \\ \xi^* &= 1 - \cos^2 \Omega_l (1 - \cos i_l) \\ \eta^* &= \sin \Omega_l * \sin i_l, \\ \zeta^* &= \cos \Omega_l * \sin i_l, \end{aligned}$$

КООРДИНАЦИОННЫЙ НАУЧНО-ИНФОРМАЦИОННЫЙ ЦЕНТР
--

$$\begin{aligned}
 g_k &= g_{ok} + g_{1k} * T, \\
 \Omega_{л} &= \Omega_{ол} + \Omega_{1л} * T, \\
 \Gamma' &= \Gamma'_0 + \Gamma'_1 * T, \\
 T &= (27392,375 + \Sigma_{дн} + t_3 / 86400) / 36525,
 \end{aligned}$$

где:

- $a_{л}$ - большая полуось орбиты Луны, равная $3,84385243 * 10^5$ км
- $a_{с}$ - большая полуось "орбиты" Солнца, равная $1,49598 * 10^8$ км
- $e_{л}$ - эксцентриситет лунной орбиты, равный 0,054900489
- $e_{с}$ - эксцентриситет солнечной орбиты, равный 0,016719
- $i_{л}$ - наклонение орбиты Луны к плоскости эклиптики, равное $5^{\circ}08'43",4$
- ε - средний наклон эклиптики к экватору, равный $23^{\circ}26'33"$

$$\begin{aligned}
 g_{ол} &= -63^{\circ} 53' 43",41 \\
 g_{1л} &= 477198^{\circ} 50' 56",79 \\
 \Omega_{ол} &= 259^{\circ} 10' 59",79 \\
 \Omega_{1л} &= -1934^{\circ} 08' 31",23 \\
 \Gamma'_0 &= -334^{\circ} 19' 46",40 \\
 \Gamma'_1 &= 4069^{\circ} 02' 02",52 \\
 \omega_{с} &= 281^{\circ} 13' 15",00 + 6189",03 * T \\
 g_{ос} &= 358^{\circ} 28' 33",04 \\
 g_{1с} &= 129596579",10
 \end{aligned}$$

T - время от основной эпохи 1900, 00 янв., 12 часов (GMT) до момента задания эфемерид t_3 в юлианских столетиях по 36525 эфемеридных суток;

27392,375 - число дней от основной эпохи 1900, 00 января 12 часов (GMT) до эпохи 1975, 00 января 00 часов (МДВ) с учетом трех часов при пересчете московского декретного времени (МДВ) t_3 в гринвичское (GMT);

$\Sigma_{дн}$ - сумма дней от эпохи 1975, 00 января, 00 часов (МДВ) до 00 часов текущей даты (МДВ), к которой относится время t_3 (отсчет начала дат по московскому времени).

Начальными условиями для интегрирования системы (1) являются гринвичские координаты $X(t_3)$, $Y(t_3)$, $Z(t_3)$ и составляющие вектора скорости $V_x(t_3)$, $V_y(t_3)$, $V_z(t_3)$, содержащиеся в навигационном кадре, которые пересчитываются из гринвичской системы координат OXYZ (ПЗ-90) в абсолютную $OX_aY_aZ_a$ по формулам :

$$\begin{aligned}
 X_a(t_3) &= X(t_3) * \cos S - Y(t_3) * \sin S, \\
 Y_a(t_3) &= Y(t_3) * \sin S + X(t_3) * \cos S, \\
 Z_a(t_3) &= Z(t_3), \\
 V_{X_a}(t_3) &= V_x(t_3) * \cos S - V_y(t_3) * \sin S - \omega_3 * Y_a(t_3), \\
 V_{Y_a}(t_3) &= V_x(t_3) * \sin S + V_y(t_3) * \cos S + \omega_3 * X_a(t_3), \\
 V_{Z_a}(t_3) &= V_z(t_3),
 \end{aligned}$$

$$S = s + \omega_3 (t - 3^h).$$

Здесь

ω_3 - угловая скорость вращения Земли, равная $0,7292115 * 10^{-4} \text{ с}^{-1}$;

s - истинное звездное время в гринвичскую полночь даты задания эфемерид t_3 .

КООРДИНАЦИОННЫЙ НАУЧНО-ИНФОРМАЦИОННЫЙ ЦЕНТР

Примечания.

1. Ускорения $J_{x_{ac}}, J_{x_{al}}, J_{y_{ac}}, J_{y_{al}}, J_{z_{ac}}, J_{z_{al}}$ в (1) могут быть приняты постоянными и вычисляться один раз на момент t_3 по формулам (2) или исключены из (1) с последующим добавлением к результатам интегрирования поправок

$$\Delta X = (J_{x_{al}} + J_{x_{ac}}) * \tau^2/2, \quad \Delta Y = (J_{y_{al}} + J_{y_{ac}}) * \tau^2/2, \quad \Delta Z = (J_{z_{al}} + J_{z_{ac}}) * \tau^2/2,$$

$$\Delta V_x = (J_{x_{al}} + J_{x_{ac}}) * \tau, \quad \Delta V_y = (J_{y_{al}} + J_{y_{ac}}) * \tau, \quad \Delta V_z = (J_{z_{al}} + J_{z_{ac}}) * \tau,$$

где $\tau = t_i - t_3$.

2. Направляющие косинусы ξ_k, η_k, ζ_k могут вычисляться по формулам (3) или передаваться извне.
3. Начало гринвичской (правой) системы координат - в центре масс Земли, ось OZ направлена по оси вращения Земли к северному полюсу, а ось OX - в точку пересечения гринвичского меридиана с плоскостью экватора.
4. Если при интегрировании системы (1) исключить лунно-солнечные ускорения (2), а их учет производить добавлением к результатам интегрирования поправок

$$\Delta X = (J_{x_{al}} + J_{x_{ac}}) * \tau^2/2, \quad \Delta Y = (J_{y_{al}} + J_{y_{ac}}) * \tau^2/2, \quad \Delta Z = (J_{z_{al}} + J_{z_{ac}}) * \tau^2/2,$$

$$\Delta V_x = (J_{x_{al}} + J_{x_{ac}}) * \tau, \quad \Delta V_y = (J_{y_{al}} + J_{y_{ac}}) * \tau, \quad \Delta V_z = (J_{z_{al}} + J_{z_{ac}}) * \tau,$$

то возникающее при этом увеличение ошибок размножения эфемерид не превышает 10 %.

Здесь $(J_{x_{al}} + J_{x_{ac}}), (J_{y_{al}} + J_{y_{ac}}), (J_{z_{al}} + J_{z_{ac}})$ - проекции лунно-солнечных ускорений на оси системы $OX_a Y_a Z_a$ на момент задания эфемерид t_3 вычисляются по формулам (2).

5. Для расчета эфемерид КА на моменты навигационных измерений t_j можно использовать проекции лунно-солнечных ускорений $X''(t_3), Y''(t_3), Z''(t_3)$ на оси гринвичской геоцентрической системы координат, которые передаются в составе навигационного кадра. Перед интегрированием системы дифференциальных уравнений (1) эти ускорения должны быть переведены в прямоугольную абсолютную геоцентрическую систему координат $OX_a Y_a Z_a$ по формулам:

$$(J_{x_{al}} + J_{x_{ac}}) = X''(t_3) * \cos S - Y''(t_3) * \sin S,$$

$$(J_{y_{al}} + J_{y_{ac}}) = X''(t_3) * \sin S + Y''(t_3) * \cos S,$$

$$(J_{z_{al}} + J_{z_{ac}}) = Z''(t_3)$$

В таблице приведены величины точности размножения эфемерид (в метрах)

Шаг интегрирования (мин.)	Интервал интегрирования		
	5 мин	10 мин	15 мин
1	0.42	0.56	0.77
2.5	0.42	0.56	0.77
5	0.45	0.61	0.83
7.5	-	-	1.21

П.3.1.2. Упрощенный алгоритм пересчета эфемерид НКА на текущий момент времени

Пересчет эфемерид с момента времени t_b на моменты измерений производится численным интегрированием следующих дифференциальных уравнений движения НКА в системе координат ПЗ-90:

$$dx / dt = V_x$$

$$dy / dt = V_y$$

$$dz / dt = V_z$$

$$dV_x / dt = -\frac{\mu}{r^3} x - \frac{3}{2} J_0^2 \frac{\mu a_e^2}{r^5} x \left(1 - \frac{5z^2}{r^2} \right) + \omega^2 x + 2\omega V_y + \ddot{x}$$

$$dV_y / dt = -\frac{\mu}{r^3} y - \frac{3}{2} J_0^2 \frac{\mu a_e^2}{r^5} y \left(1 - \frac{5z^2}{r^2} \right) + \omega^2 y + 2\omega V_x + \ddot{y}$$

$$dV_z / dt = -\frac{\mu}{r^3} z - \frac{3}{2} J_0^2 \frac{\mu a_e^2}{r^5} z \left(1 - \frac{5z^2}{r^2} \right) + \ddot{z}$$

где:

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2};$$

$\mu = 398600.44 \cdot 10^9 \text{ м}^3 / \text{с}^2$ - константа гравитационного поля Земли ;

$a_e = 6\,378\,136 \text{ м}$ - экваториальный радиус Земли ;

$J_0^2 = 1082625.7 \cdot 10^{-9}$ - вторая зональная гармоника разложения геопотенциала в ряд по сферическим функциям;

$\omega = 7.292115 \cdot 10^{-5} \text{ радиан/с}$ - угловая скорость вращения Земли .

Начальными условиями интегрирования приведенной системы уравнений являются координаты и составляющие вектора скорости n -го спутника $x_n(t_b)$, $y_n(t_b)$, $z_n(t_b)$,

$$\dot{z}_n(t_b) = V_z,$$

$$\dot{x}_n(t_b) = V_x, \quad \dot{y}_n(t_b) = V_y,$$

Ускорения от лунно-солнечных гравитационных возмущений $\ddot{x}_n(t_b)$, $\ddot{y}_n(t_b)$, $\ddot{z}_n(t_b)$ на интервале ± 15 минут являются постоянными величинами.

П 3.1.3. Алгоритм пересчета текущей даты четырехлетия в общепринятую форму

Навигационное сообщение спутников ГЛОНАСС-М содержит информацию о текущей дате (N_T) в четырехлетнем цикле. Ниже приведен алгоритм пересчета даты в общепринятую форму.

1). Вычисляется номер текущего года J в четырехлетнем интервале:

$$\text{если } 1 \leq N_T \leq 366; \quad J = 1;$$

$$\text{если } 367 \leq N_T \leq 731; \quad J = 2;$$

$$\text{если } 732 \leq N_T \leq 1096; \quad J = 3;$$

$$\text{если } 1097 \leq N_T \leq 1461; \quad J = 4.$$

2). Вычисляется текущий год в общепринятой форме:

$$Y = 1996 + 4 \cdot (N_4 - 1) + (J - 1).$$

3). Текущий день и месяц (чч.мм.) определяется с помощью специальной таблицы, в которой каждому возможному значению N_T соответствуют своя дата и месяц. Таблица хранится в постоянном запоминающем устройстве потребителя.

П.3.2 Алгоритм расчета параметров движения спутников по данным альманаха

Алгоритм расчета параметров движения НКА ГЛОНАСС по данным альманаха системы (АС) используется потребителем при выборе оптимального созвездия, расчете целеуказаний для вхождения в связь с выбранным НКА. Назначение алгоритма - расчет координат и составляющих вектора скорости НКА на моменты t_i вхождения потребителем в связь с НКА.

П.3.2.1 Состав данных, образующих АС

АС содержит набор параметров орбит НКА системы ГЛОНАСС, заданных для каждого НКА на момент прохождения им первого (внутри суток с номером N_{Aj}) восходящего узла орбиты t_{λ_j} .

Набор параметров орбит каждого НКА содержит:

- N_{Aj} - календарный номер суток внутри четырехлетнего периода от начала ближайшего високосного года, к которым относятся данные АС для j -го НКА ;
- λ_j - гринвичская долгота восходящего узла орбиты j -го НКА момент t_{λ_j} (радианы);
- t_{λ_j} - московское декретное время прохождения j -м НКА восходящего узла орбиты, ближайшее к началу суток с номером N_{Aj} (секунды);
- Δi_j - поправка к среднему значению наклонения орбиты j -го НКА на момент t_{λ_j} ;
- ΔT_j - поправка к среднему значению драконического периода обращения j -го НКА ;
- $\Delta T'_j$ - скорость изменения периода обращения j -го НКА ;
- ϵ_j - эксцентриситет орбиты j -го НКА на момент времени t_{λ_j} ;
- ω_j - аргумент перигея орбиты j -го НКА на момент времени t_{λ_j} (радианы).

Здесь λ - индекс принадлежности параметров АС ко времени прохождения восходящего узла орбиты t_{λ_j} , а j - номер НКА ($j=1, \dots, 24$). В дальнейшем индекс j опущен.

Средние значения наклонения плоскости орбиты НКА системы ГЛОНАСС i_{cp} и драконического периода обращения T_{cp} составляют 63^0 и 43200 с, соответственно.

Набор параметров орбиты для каждого НКА задан в гринвичской геоцентрической системе координат OXYZ, "замороженной" в момент t .

Начало системы совмещено с центром масс Земли. Ось Z направлена к северному полюсу на среднюю эпоху 1900-1905 г.г., плоскость XOZ при этом параллельна среднему гринвичскому меридиану и определяет положение нуль-пункта системы счета долгот, ось OY дополняет систему до правой.

П.3.2.2 Алгоритм расчета

Расчет координат и составляющих вектора скорости НКА по данным альманаха системы ГЛОНАСС в абсолютной геоцентрической системе координат $OX_aY_aZ_a$ (начало системы координат и направление оси OZ_a совпадает с началом системы координат $OXYZ$ и направлением оси OZ , плоскость XOZ отстоит от плоскости X_aOZ_a на величину истинного звездного времени S , а ось OY_a дополняет систему до правой) на заданный момент времени t_i (московское декретное время суток с номером N_0 внутри четырехлетнего периода) проводится в два этапа.

Сначала с помощью величин ΔT , $\Delta T'$ и λ рассчитываются момент прохождения восходящего узла орбиты t_k на витке с номером K , к которому принадлежит заданный момент времени t_i ($t_i - t_k < T_{cp} + \Delta T$), и долгота восходящего узла λ_k на этом витке. Остальные параметры принимаются постоянными и равными тем, которые содержатся в навигационном кадре.

Затем оскулирующие элементы пересчитываются с момента t_k по аналитическим формулам на момент t_i . При этом учитываются вековые и периодические возмущения в элементах орбиты НКА от второй зональной гармоники C_{20} в разложении геопотенциала, характеризующей полярное сжатие Земли.

Полученные на момент t_i оскулирующие элементы переводятся в кинематические параметры. Последовательность проведения расчета и используемые рабочие формулы приведены ниже.

1) Методом последовательного приближения находится большая полуось орбиты a :

$$a^{(n+1)} = [\mu * (T_{оск}^{(n+1)} / 2\pi)^2]^{1/3},$$

$$T_{оск}^{(n+1)} = T_{др} * \{ 1 + 3/2 C_{20} (a_e/p^{(n)})^2 * [(2 - 5/2 \sin^2 i) * (1-e^2)^{3/2} / (1 + e * \cos \omega)^2 + (1 + e * \cos \upsilon)^3 / (1-e^2)] \}^{-1},$$

$$p^{(n)} = a^{(n)} * (1 - e^2), \quad n = 0, 1, 2, \dots,$$

где $\upsilon = -\omega$, $i = i_{cp} + \Delta i$ и $T_{др} = T_{cp} + \Delta T$.

За начальное приближение принимается $a^{(0)} = [\mu * (T_{др} / 2\pi)^2]^{1/3}$,

Приближение заканчивается при выполнении условия $|a^{(n-1)} - a^{(n)}| < 10^{-3}$ км. Для этого обычно достаточно двух-трех итераций.

2) Рассчитываются момент прохождения восходящего узла орбиты t_k на витке, к которому принадлежит момент t_i , и долгота восходящего узла на этом витке λ_k :

$$t_{\lambda k} = [\overline{t_{\lambda k}}] \text{ mod } 86400$$

$$\overline{t_{\lambda k}} = t_{\lambda} + T_{др} * W + \Delta T' * W^2$$

$$W_k = t^* / T_{др}, \quad W - \text{целая часть } W_k,$$

$$\begin{aligned}
 t^* &= t_i - t_{\lambda} + 86400 * (N_o - N_A), \\
 \lambda_k &= \lambda + (\Omega' - \omega_3) * (W * T_{др} + \Delta T' * W^2), \\
 \Omega' &= 3/2 * C_{20} * n * (a_e / a)^2 * \cos i * (1 - e^2)^{-2}, \\
 n &= 2 \pi / T_{др}, \quad \Omega = \lambda_k + S, \quad S = S_0 + \omega_3 (t_{\lambda k} - 10800).
 \end{aligned}$$

Здесь:

- C_{20} - коэффициент при второй зональной гармонике разложения геопотенциала в ряд по сферическим функциям, равный $-1082,63 * 10^{-6}$,
- a_e - экваториальный радиус Земли, равный 6378,136 км,
- S_0 - истинное звездное время на гринвичскую полночь даты N_0 , к которой относится время t_i ,
- ω_3 - угловая скорость вращения Земли, равная $0,7392115 * 10^{-4} \text{ c}^{-1}$,
- μ - константа гравитационного поля Земли, равная $398600,44 \text{ км}^3 / \text{c}^2$.

3) Вычисляются константы интегрирования на момент $t_{\lambda k}$:

$$\left. \begin{aligned}
 \delta a^{(m)} / a &= 2 * J * (a_e / a)^2 * (1 - 3/2 \sin^2 i) * (l * \cos L) + J * (a_e / a)^2 * \sin i * \\
 &\quad * (1/2 * h * \sin L - 1/2 * l * \cos L + \cos 2\lambda + 7/2 * l * \cos 3L + 7/2 * h * \sin 3L) \\
 \delta h^{(m)} &= J * (a_e / a)^2 * (1 - 3/2 \sin^2 i) * [l * n * \tau + \sin 3L + 3/2 * l * \sin 2L - 3/2 * h * \cos 2L] - \\
 &\quad - 1/4 * J * (a_e / a)^2 * \sin^2 i * [\sin L - 7/3 * \sin 3L + 5 * l * \sin 2L - 17/2 * l * \sin 4L + \\
 &\quad + 17/2 * h * \cos 4L + h * \cos 2L] + J * (a_e / a)^2 * \cos^2 i * (l * n * \tau - 1/2 * l * \sin 2L) \\
 \delta l^{(m)} &= J * (a_e / a)^2 * (1 - 3/2 \sin^2 i) * [-h * n * \tau + \cos L + 3/2 * l * \cos 2L + 3/2 * h * \sin 2L] - \\
 &\quad - 1/4 * J * (a_e / a)^2 * \sin^2 i * [-\cos L - 7/3 * \cos 3L - 5 * h * \sin 2L - 17/2 * l * \cos 4L - \\
 &\quad - 17/2 * h * \sin 4L + l * \cos 2L] + J * (a_e / a)^2 * \cos^2 i * (-h * n * \tau + 1/2 * h * \sin 2L) \\
 \delta \Omega^{(m)} &= J * (a_e / a)^2 * \cos i * (n * \tau + 7/2 * l * \sin L - 7/2 * h * \cos L - 1/2 \sin 2L - 7/6 * \sin 3L + \\
 &\quad + 7/6 * h * \cos 3L) \\
 \delta i^{(m)} &= 1/2 * J * (a_e / a)^2 * \sin i * \cos i * (-l * \cos L + h * \sin L + \cos 2L + 7/3 * l * \cos 3L + \\
 &\quad + 7/3 * h * \sin 3L) \\
 \delta L^{(m)} &= 2 * J * (a_e / a)^2 * (1 - 3/2 * \sin i) * (n * \tau + 7/4 * l * \sin L - 7/4 * h * \cos L) + \\
 &\quad + 3 * J * (a_e / a)^2 * \sin i * (-7/24 * h * \cos L - 7/24 * l * \sin L - 49/72 * h * \cos 3L + \\
 &\quad + 49/72 * l * \sin 3L + 1/4 * \sin 2L) + J * (a_e / a)^2 * \cos i * (n * \tau + 7/2 * l * \sin L \\
 &\quad - 5/2 * h * \cos L - 1/2 * \sin 2L - 7/6 * l * \sin 3L + 7/6 * h * \cos 3L)
 \end{aligned} \right\} (1)$$

где $L = M + \omega$, $M = E - \varepsilon * \sin E$, $\operatorname{tg}(E/2) = [(1 - \varepsilon) / (1 + \varepsilon)]^{1/2} * \operatorname{tg}(v/2)$,
 $h = \varepsilon * \sin \omega$, $l = \varepsilon * \cos \omega$, $m = 1$,
 $\tau = 0$, $J = 3/2 * C_{20}$, $a = a^{(n)}$ (из пункта 1).

4) Вычисляются поправки к элементам орбиты НКА на момент времени t_i за счет влияния второй зональной гармоники C_{20} :

$$\begin{aligned} \delta a &= \delta a^{(2)} - \delta a^{(1)} \\ \delta h &= \delta h^{(2)} - \delta h^{(1)} \\ \delta l &= \delta l^{(2)} - \delta l^{(1)} \\ \delta \Omega &= \delta \Omega^{(2)} - \delta \Omega^{(1)} \\ \delta i &= \delta i^{(2)} - \delta i^{(1)} \\ \delta L^* &= \delta L^{(2)} - \delta L^{(1)} \end{aligned}$$

Величины $\delta a^{(2)}$, $\delta h^{(2)}$, $\delta l^{(2)}$, $\delta \Omega^{(2)}$, $\delta i^{(2)}$, $\delta L^{(2)}$ вычисляются для $\tau = t_i - t_{\lambda k}$ и $m = 2$ по формулам (1) при $L = M + \omega + n * \tau$.

5) Вычисляются возмущенные элементы орбиты НКА на момент времени t_i :

$$\begin{aligned} a_i &= a + \delta a \\ h_i &= h + \delta h \\ l_i &= l + \delta l \\ \varepsilon_i &= (h_i * h_i + l_i * l_i)^{1/2} \\ \omega_i &= \begin{cases} \operatorname{arctg}(h_i / l_i), & \text{если } \varepsilon_i \neq 0 \text{ и } l_i \neq 0 \\ 0, & \text{если } \varepsilon_i = 0, \\ \pi / 2, & \text{если } \varepsilon_i \neq 0 \text{ и } l_i = \varepsilon_i, \\ -\pi / 2, & \text{если } \varepsilon_i \neq 0 \text{ и } l_i = -\varepsilon_i \end{cases} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Omega_i &= \Omega + \delta \Omega \\ i_i &= i + \delta i \\ M_i &= L^* - \omega_i, \quad L^* = M + \omega + n * (t_i - t_{\lambda k}) + \delta L^* \end{aligned}$$

Здесь i - индекс принадлежности ко времени t_i ,

б) Вычисляются координаты и составляющие вектора скорости НКА в системе координат $Ox_a Y_a Z_a$ на момент времени t_i :

$$\begin{aligned}
 E_i^{(n)} &= M_i + \varepsilon_i * \sin E_i^{(n-1)}, & E_i^{(0)} &= M_i, & |E_i^{(n)} - E_i^{(n-1)}| &\leq 10^{-8}, \\
 \operatorname{tg}(v_i/2) &= [(1 + \varepsilon_i) / (1 - \varepsilon_i)]^{1/2} * \operatorname{tg}(E_i^{(n)}/2), & u_i &= v_i + \omega_i, \\
 r_i &= a_i * (1 - \varepsilon_i * \cos E_i^{(n)}), \\
 Vr_i &= (\mu / a_i)^{1/2} * (\varepsilon_i - \sin v_i) / (1 - \varepsilon_i * \varepsilon_i)^{-1}, \\
 Vu_i &= (\mu / a_i)^{1/2} * (1 + \varepsilon_i * \cos v_i) / (1 - \varepsilon_i * \varepsilon_i)^{-1},
 \end{aligned}$$

$$X_i = r_i * (\cos u_i * \cos \Omega_i - \sin u_i * \sin \Omega_i * \cos i_i),$$

$$Y_i = r_i * (\cos u_i * \sin \Omega_i + \sin u_i * \cos \Omega_i * \cos i_i),$$

$$Z_i = r_i * \sin u_i * \sin i_i,$$

$$\begin{aligned}
 Vx_i &= Vr_i * (\cos u_i * \cos \Omega_i - \sin u_i * \sin \Omega_i * \cos i_i) - \\
 &\quad - Vu_i * (\sin u_i * \cos \Omega_i + \cos u_i * \sin \Omega_i * \cos i_i),
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 Vy_i &= Vr_i * (\cos u_i * \sin \Omega_i + \sin u_i * \cos \Omega_i * \cos i_i) - \\
 &\quad - Vu_i * (\sin u_i * \sin \Omega_i - \cos u_i * \cos \Omega_i * \cos i_i),
 \end{aligned}$$

$$Vz_i = Vr_i * \sin u_i * \sin i_i + Vu_i * \cos u_i * \sin i_i.$$

КООРДИНАЦИОННЫЙ НАУЧНО-ИНФОРМАЦИОННЫЙ ЦЕНТР

Лист регистрации изменений									
Изм	Номера листов				Всего листов в докум.	Номер документа	Входящий № сопроводит. докум. и дата	Подпись	Дата
	измененных	замененных	новых	изъятых					

По всем вопросам о состоянии и использовании системы ГЛОНАСС Вы можете обращаться в Координационный научно-информационный центр.

Телефон (факс): (095) 333-81-33

e-mail: sfcsic@space.ru

Internet: <http://www.glonass-center.ru>