

ГЛОБАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СПУТНИКОВАЯ СИСТЕМА

ГЛОНАСС



ИНТЕРФЕЙСНЫЙ КОНТРОЛЬНЫЙ ДОКУМЕНТ

Общее описание системы с кодовым разделением сигналов

Редакция 1.0

МОСКВА
2016 г.

УТВЕРЖДАЮ

Командующий Космическими войсками



А.В. Головки

УТВЕРЖДАЮ

Генеральный директор Госкорпорации «Роскосмос»



И.А. Комаров

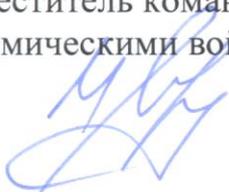
**ГЛОБАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СПУТНИКОВАЯ СИСТЕМА
ГЛОНАСС**

ИНТЕРФЕЙСНЫЙ КОНТРОЛЬНЫЙ ДОКУМЕНТ

Общее описание системы с кодовым разделением сигналов
Редакция 1.0

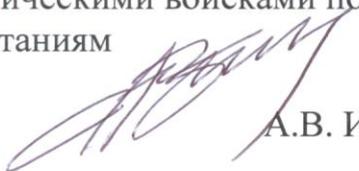
СОГЛАСОВАНО

Начальник штаба – первый заместитель командующего Космическими войсками



И.В. Морозов

Заместитель командующего Космическими войсками по испытаниям



А.В. Ивашина

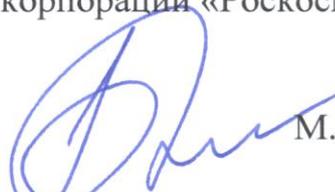
Начальник НИЦ (г. Королев) ЦНИИ Войск ВКО Минобороны России



Д.Б. Жиленко

СОГЛАСОВАНО

Заместитель руководителя Госкорпорации «Роскосмос»



М.Н. Хайлов

Генеральный конструктор системы ГЛОНАСС



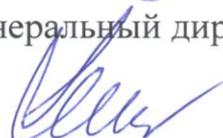
С.Н. Карутин

Генеральный директор АО «Российские космические системы»



А.Е. Тюлин

Генеральный директор АО «ИСС»



Н.А. Тестов

Генеральный директор АО «РИРВ»



Б.В. Шебшаевич

От НИЦ (г. Королев)
ЦНИИ Войск ВКО МО
РФ

Старший научный
сотрудник



В.И. Головатенко-
Абрамов

От Госкорпорации
«Роскосмос»

Директор Департамента
навигационных
космических систем
(ГЛОНАСС)



А.М. Волков

От АО
«Российские космические
системы»

Директор проектов -
заместитель генерального
конструктора

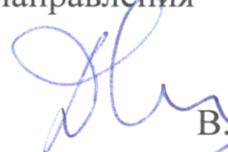


А.Н. Кузенков

От КВ:



Главный конструктор
направления



В.В. Дворкин

От АО «ИСС»
Заместитель генерального
конструктора



Ю.Г. Выгонский

От ФГУП ЦНИИмаш
Заместитель начальника
центра



С.А. Панов

Содержание

Перечень рисунков	6
Перечень таблиц	7
Обозначения и сокращения	8
1 Введение	10
2 Общие вопросы	20
3 Шкалы времени системы ГЛОНАСС	22
4 Геодезическая основа системы ГЛОНАСС	25
5 Общие свойства сигналов	30
6 Контроль навигационного поля радиосигналов ГЛОНАСС	34
Приложение А Мощности радиосигналов, принимаемых потребителем	36
Приложение Б Алгоритм расчета времени по шкале UT1	37
Приложение В Переход от ШВС ГЛОНАСС на шкалу времени GPS	39
Приложение Г Переход со шкалы времени принимаемого сигнала на ШВС ГЛОНАСС, шкалу МДВ по данным оперативной информации	42
Приложение Д Учет особенностей в работе навигационного приемника сигналов ГЛОНАСС в моменты проведения плановой секундной коррекции шкал МДВ ШВС ГЛОНАСС	43
Приложение Е Особенности использования номера N_4 четырехлетия на шкале МДВ	51
Приложение Ж Особенности использования номера N_T суток в четырехлетии на шкале МДВ	52
Приложение И Переход со шкалы времени UTC(SU) на шкалу TAI	54
Приложение К Алгоритмы расчета координат и составляющих вектора скорости центра масс НКА по данным эфемерид	55
Приложение Л Алгоритм расчета текущей юлианской даты JD0, даты григорианского календаря и среднего звездного времени по Гринвичу GMST	71
Приложение М Алгоритм определения мгновенных геодезических координат X_p , Y_p условного Северного полюса Земли (Conventional International Origin for the Polar Motion) на поверхности референц-эллипсоида ПЗ-90	74
Приложение Н Алгоритм расчета координат и составляющих вектора скорости центра масс НКА по данным альманаха	75
Приложение П Алгоритм вычисления по данным альманаха прогнозируемого значения фазы принимаемого дальномерного кода и псевдодоплеровского смещения частоты несущего колебания j -го НКА на произвольный момент времени шкалы МДВ	86
Приложение Р Рекомендации по использованию факторов точности Φ_{Σ}^j , Φ_T^j	88
Приложение С Алгоритм использования параметров модели ионосферы	89
Приложение Т Алгоритм вычисления координат фазового центра антенны НКА в системе ПЗ-90	108

Приложение У Алгоритм расчета направляющих косинусов, удаления и координат истинного и видимого Солнца	128
Приложение Ф Релятивистские поправки в системе ГЛОНАСС	131

Перечень рисунков

Рисунок 4.1 – Положение координатных осей системы отсчета геоцентрических прямоугольных пространственных координат (X, Y и Z).....	26
Рисунок 4.2 – Система отсчета геодезических координат (B, L и H)	27
Рисунок Д.1 – Приблизительное расположение момента проведения плановой секундной коррекции шкал МДВ и ШВС ГЛОНАСС по отношению к задней границе аномальной строки навигационного сообщения в канале, первым принявшим эту строку	46
Рисунок Т.1 – Прохождение НКА точек малых и больших углов СОЗ.....	110
Рисунок Т.2 – Типичный характер изменения угла рыскания ψ его производной $\dot{\psi}$ как функции угла μ при большом угле α_c ($\alpha_c = 45^\circ$)	112
Рисунок Т.3 – Типичный характер изменения угла рыскания ψ и его производной $\dot{\psi}$ как функции угла μ при малом угле α_c ($\alpha_c = 1^\circ$).....	112
Рисунок Т.4 – Повторяемость сезонов малых углов α_c для орбитальных плоскостей системы ГЛОНАСС.....	113
Рисунок Т.5 – Разворот оси минус b бортовой системы координат в режиме упреждающего разворота при прохождении малых углов СОЗ при положительном угле α_c между плоскостью орбиты и направлением на Солнце	120
Рисунок Т.6 – Разворот оси минус b бортовой системы координат в режиме упреждающего разворота при прохождении больших углов СОЗ при положительном угле α_c между плоскостью орбиты и направлением на Солнце	120
Рисунок Т.7 – Разворот оси минус b бортовой системы координат в режиме упреждающего разворота при прохождении малых углов СОЗ при отрицательном угле α_c между плоскостью орбиты и направлением на Солнце	121
Рисунок Т.8 – Разворот оси минус b бортовой системы координат в режиме упреждающего разворота при прохождении больших углов СОЗ при отрицательном угле α_c между плоскостью орбиты и направлением на Солнце	121
Рисунок Т.9 – Изменение угловой скорости при малых углах полного разворота $\psi_{пр}$	123
Рисунок Т.10 – Изменение угловой скорости при больших углах полного разворота $\psi_{пр}$	123

Перечень таблиц

Таблица 4.1 – Фундаментальные геодезические константы и основные параметры общеземного эллипсоида ПЗ-90.....	28
Таблица К.1 – Ошибки алгоритмов расчета координат на различных интервалах времени (в метрах).....	55
Таблица Н.1 – Погрешности прогнозирования положения и скорости НКА по данным альманаха ГЛОНАСС.....	75

Обозначения и сокращения

- АС – альманах системы
- БСУ – бортовое синхронизирующее устройство
- БШВ – бортовая шкала времени навигационного космического аппарата
- БШВ{обозначение сигнала} – бортовая шкала времени, передаваемая навигационным радиосигналом {обозначение сигнала}
- ВТ – высокая точность
- ГЛ – ГЛОНАСС
- ГЛОНАСС – глобальная навигационная спутниковая система
- ИКД – интерфейсный контрольный документ
- МДВ – московское декретное время
- НАП – навигационная аппаратура потребителя
- НКА – навигационный космический аппарат
- ОГ – орбитальная группировка
- ОМВ – оцифровка метки времени
- ПДМД – параметры долговременной модели движения
- ПВЗ – параметры вращения Земли
- ПЗ-90 – система геодезических параметров «Параметры Земли 1990 года» и название общеземного эллипсоида, который используется в данной системе геодезических параметров
- ПКА – подсистема космических аппаратов
- ПКУ – подсистема контроля и управления
- ПМИ – параметры модели ионосферы
- ПП – подсистема потребителей
- САС – срок активного существования
- СКО – среднеквадратическое отклонение
- СМВ – сигнал метки времени
- СОЗ – Солнце-объект-Земля
- ЦИ – цифровая информация
- ЦК – циклический код (проверочные биты циклического кода)
- ЦС – центральный синхронизатор
- ЧВИ – частотно-временная информация
- ШВ – шкала времени

ШВКППАС – шкала времени принимаемого сигнала в канале навигационного приемника, первым принявшим аномальную строку

ШВП – шкала времени аппаратуры потребителей

ШВС – шкала времени системы

ЭВИ – эфемеридно-временная информация

ЭИ – эфемеридная информация

$f_b = 1,023$ МГц – базовая частота

$y = \text{mod}_a[x]$ – вычисление y от x по модулю a

IERS – International Earth Rotation Service – Международная служба вращения Земли (МСВЗ)

GMST – среднее звездное время по Гринвичу

GST – истинное звездное время по Гринвичу

JD0 – текущая юлианская дата на 0 часов шкалы МДВ

TAI – Международная шкала атомного времени

UT1 – Всемирное время по шкале, в которой за начальный момент последующих суток принята нижняя кульминация Среднего Солнца на начальном меридиане и учтено влияние движения полюсов Земли на положение меридианов

UTC – шкала всемирного координированного времени

UTC(SU) – шкала универсального координированного времени государственного первичного эталона Российской Федерации

σ – среднеквадратическое значение погрешности

$\langle x \rangle$ – выделение целой части x

$\langle\langle x \rangle\rangle$ – вычисление целого, ближайшего к x

1 Введение

1.1 Глобальная навигационная спутниковая система (ГЛОНАСС) предназначена для определения местоположения, скорости движения, точного времени морских, воздушных, сухопутных и космических потребителей, а также для выполнения дополнительных информационных функций.

1.2 Система ГЛОНАСС состоит из трех подсистем:

- подсистемы космических аппаратов (ПКА);
- подсистемы контроля и управления (ПКУ);
- подсистемы потребителей (ПП).

ПКА системы ГЛОНАСС при полном развертывании включает в себя от 24-х до 30-ти штатных среднеорбитальных навигационных космических аппаратов (НКА), движущихся по круговым орбитам с номинальной высотой 19100 км, наклоном 64,8° и периодом обращения 11 ч 15 мин 44 с. Плоскости орбит НКА и их согласованное движение по орбитам выбраны таким образом, чтобы обеспечить непрерывное и глобальное покрытие навигационным полем земной поверхности и околоземного пространства, до высоты 2000 км.

Количество зарезервированных дальномерных кодовых сигналов обеспечивает возможность расширения орбитальной группировки (ОГ) до 64-х НКА. При этом номер НКА, передаваемый в служебной части строк навигационного сообщения сигналов с кодовым разделением, равен номеру дальномерного кода в таблице, приведенной в интерфейсном контрольном документе (ИКД) соответствующего сигнала. Расширение ОГ может производиться как добавлением НКА внутри или между орбитальными плоскостями, так и построением орбитальных дополнений на средневысотных, геосинхронных и высокоэллиптических орбитах.

Вплоть до завершения использования сигналов L1, L2 с частотным разделением будет поддерживаться базовая ОГ, описанная в ИКД сигналов ГЛОНАСС с частотным разделением. НКА этой группировки будут излучать сигналы L1, L2 с частотным разделением.

НКА расширений ОГ могут излучать только кодовые сигналы либо кодовые и частотные совместно (при наличии свободных несущих частот).

В новых навигационных сигналах ГЛОНАСС с кодовым разделением номер НКА может не совпадать с номером точки его положения на орбите.

ПКУ состоит из центра управления системой ГЛОНАСС и сети станций измерения, управления и контроля. В задачи ПКУ входит контроль правильности функционирования ПКА, непрерывное уточнение параметров орбит и часов ПКА и выдача на НКА программных и разовых команд управления, информации навигационного сообщения или исходных данных для ее формирования.

ПП состоит из множества навигационной аппаратуры потребителей (НАП), осуществляющей прием навигационных радиосигналов, измерение радионавигационных параметров, решение задач определения местоположения, скорости и времени на основе обработки полученных измерений.

1.3 Для определения местоположения и скорости НАП ГЛОНАСС принимает навигационные радиосигналы не менее чем от 4-х (3-х) НКА и выполняет беззапросные измерения псевдодальности и радиальной псевдоскорости относительно каждого НКА, а также прием и обработку навигационного сообщения, содержащегося в составе навигационных радиосигналов. В навигационном сообщении описывается положение НКА в пространстве и времени. В результате обработки полученных измерений и данных навигационного сообщения определяются три (две) координаты местоположения потребителя, три (две) составляющие вектора скорости его движения, а также осуществляется синхронизация шкалы времени (ШВ) НАП с одной из следующих ШВ: ШВ системы (ШВС) ГЛОНАСС, шкалой московского декретного времени (шкалой МДВ), шкалой универсального координированного времени государственного первичного эталона Российской Федерации UTC(SU), Международной шкалой атомного времени (TAI).

Для решения задачи определения времени (при известных точных координатах потребителя) НАП ГЛОНАСС должна принимать навигационные радиосигналы хотя бы одного НКА.

Данные, позволяющие обеспечить планирование сеансов навигационных определений, выбор рабочего созвездия НКА и обнаружение передаваемых ими радиосигналов, передаются в навигационном сообщении в виде данных альманаха (см. приложения Н и П).

1.4 Аппаратная часть перспективной НАП системы ГЛОНАСС должна обеспечивать прием и обработку сигналов НКА базовой ОГ системы, описанной в ИКД сигналов ГЛОНАСС с частотным разделением, её орбитальных расширений и локальных

наземных источников навигационных сигналов (псевдоспутники, локальные системы дифференциальной коррекции).

Использование расширяемых со временем функций системы ГЛОНАСС должно обеспечиваться корректировкой программного обеспечения НАП без доработки её аппаратной части.

1.5 В навигационном сообщении сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением используется строковая структура передачи цифровой информации. Строки разбиты на служебную и информационную части.

Служебная часть строки одинакова для сигналов в каждом из диапазонов частот и содержит номер НКА, тип строки, оцифровку метки времени, параметры сигналов, а также проверочные символы циклического кода.

Структура информационной части строки определяется её типом. Каждый тип строки содержит логически завершённый блок информации, для обработки которой не требуется знать информационное содержимое строк другого типа. Исключением является эфемеридно-временная информация (ЭВИ), размещаемая в трех строках, передаваемых строго друг за другом.

Размещение информации в строках навигационного сообщения описано в ИКД соответствующих сигналов.

В процессе будущих возможных модернизаций ГЛОНАСС в состав ее навигационного сообщения могут вводиться новые типы строк, являющиеся модификациями строк старых типов, описанных ранее в ИКД, либо содержащие новые виды информации. С целью сохранения работоспособности ранее выпущенной НАП, старые типы строк будут передаваться в навигационном сообщении в течение длительного переходного периода наряду со своими модификациями. Дата исключения строк старых типов из навигационного сообщения будет оговариваться в очередной редакции ИКД. Для исключения влияния в течение переходного периода строк новых типов на работу НАП, выпущенной ранее в соответствии с прежними редакциями ИКД, НАП должна игнорировать все строки неизвестных ей типов. Использование в ранее выпущенной НАП строк новых типов и исключение из употребления определенных строк старых типов осуществляется путем модификации программного обеспечения НАП.

Последовательность передачи строк в навигационном сообщении не является заранее определенной. Условным повторяющимся фрагментом пакета строк является псевдокадр.

Псевдокадром называется пакет строк оперативной и неоперативной цифровой информации (ЦИ), в начале которого следуют три строки ЭВИ. Остальные строки псевдокадра содержат неоперативную информацию. При этом состав строк неоперативной информации может быть различным в смежных псевдокадрах данного НКА и отличаться от состава неоперативной информации, передаваемой на тех же интервалах времени другими НКА. Это позволяет значительно повысить скорость передачи неоперативной информации в многоканальную НАП.

Пример

При размере псевдокадра сигнала L1OC равном 6 строкам, на интервале времени псевдокадра различные НКА могут передавать:

НКА1

- строки 10-12-го типов со своей оперативной информацией,
- строку 20-го типа с альманахом на НКА № 1,
- строку 20-го типа с альманахом на НКА № 2,
- строку 20-го типа с альманахом на НКА № 3;

НКА2

- строки 10-12-го типов со своей оперативной информацией,
- строку 25-го типа с параметрами вращения Земли (актуальна для всех НКА),
- строку 20-го типа с альманахом на НКА № 4,
- строку 20-го типа с альманахом на НКА № 5;

НКА3

- строки 10-12-го типов со своей оперативной информацией,
- строку 16-го типа с параметрами ориентации НКА в режиме упреждающего разворота (актуальна только для данного НКА на ограниченном интервале времени),
- строку 20-го типа с альманахом на НКА № 6,
- строку 20-го типа с альманахом на НКА № 7;

НКА4

- строки 10-12-го типов со своей оперативной информацией,
- строку 20-го типа с альманахом на НКА № 8,
- строку 20-го типа с альманахом на НКА № 9,
- строку 20-го типа с альманахом на НКА № 1.

В следующем псевдокадре состав информации может быть следующим:

НКА1

- строки 10-12-го типов со своей оперативной информацией,
- строку 20-го типа с альманахом на НКА № 4,
- строку 20-го типа с альманахом на НКА № 5,
- строку 20-го типа с альманахом на НКА № 6;

НКА2

- строки 10-12-го типов со своей оперативной информацией,
- строку 20-го типа с альманахом на НКА № 6,
- строку 20-го типа с альманахом на НКА № 7,
- строку 20-го типа с альманахом на НКА № 8;

НКА3

- строки 10-12-го типов со своей оперативной информацией,
- строку 16-го типа с параметрами ориентации НКА в режиме упреждающего разворота (актуальна только для данного НКА на ограниченном интервале времени),
- строку 20-го типа с альманахом на НКА № 8,
- строку 20-го типа с альманахом на НКА № 9;

НКА4

- строки 10-12-го типов со своей оперативной информацией,
- строку 25-го типа с параметрами вращения Земли (актуальна для всех НКА),
- строку 20-го типа с альманахом на НКА № 11,
- строку 20-го типа с альманахом на НКА № 12.

Размер псевдокадра и правило его формирования определяются составом ОГ и стремлением ее эффективного использования.

Данные настройки могут быть различны как для разных НКА, так и для сигналов с кодовым разделением в диапазонах L1 и L3 одного и того же НКА. Так изменение порядка следования строк неоперативной информации в сигналах диапазонов L1 и L3 одного и того же НКА еще больше повышает групповую скорость приема неоперативной информации многоканальной и многодиапазонной НАП.

Размер текущего псевдокадра каждого сигнала сообщается в информационной части строки 10-го типа в виде значения параметра «РП».

Некоторые типы строк передаются только по мере необходимости:

- строки 16-го типа, содержащие параметры упреждающего разворота, передаются с момента непосредственно предшествующего моменту начала упреждающего разворота НКА. Их передача прекращается после завершения маневра упреждающего разворота (см. приложение Т);
- строки 60-го типа с текстовой информацией и строки 50-го типа с квитанциями системы Коспас-Сарсат передаются по мере необходимости;
- строки 31-го и 32-го типов, содержащие параметры долговременной модели движения (ПДМД), могут передаваться как на регулярной основе, так и в определенные интервалы времени в зависимости от использования сигналов ГЛОНАСС;
- отдельные НКА могут не передавать данные альманаха (строки 20-го типа), замещая их строками других типов.

1.6 Диапазон представления параметров эфемеридной информации (ЭИ) в сигналах ГЛОНАСС с кодовым разделением существенно расширен, что позволяет передавать эфемериды НКА на геосинхронных и высокоэллиптических орбитах.

ЭИ, передаваемая в сигналах ГЛОНАСС с кодовым разделением, в отличие от аналогичной информации ГЛОНАСС в сигналах с частотным разделением, привязана к центру масс НКА. Числовые значения эфемеридных данных, привязанных к одному и тому же моменту времени, имеют одинаковое значение для сигналов L1OC и L3OC.

Вычисления координат фазового центра антенны, к которому привязаны измерения, в системе ПЗ-90 осуществляются в НАП. Для этого в строках 10-12-го типов навигационного сообщения передаются координаты фазовых центров антенн, излучающих данный сигнал, в системе координат, связанной с НКА. Начало этой системы совмещено с центром масс НКА. Положение центра масс НКА может изменяться по мере

выработки рабочего тела в двигателях коррекции и ориентации НКА. В этой связи координаты фазовых центров антенн соответствующих сигналов в системе координат, связанной с НКА, так же могут изменяться.

Пересчет координат центра масс НКА в координаты соответствующего фазового центра проводится потребителем на основе учета вращения НКА, осуществляемого им при отслеживании направления солнечных батарей на Солнце в режиме обычного полета, и использования параметров строки 16-го типа в режиме упреждающего разворота (см. приложение Т). Передача признака П2 = 1 в служебной части строк навигационного сообщения свидетельствует о нахождении НКА в режиме упреждающего разворота. Максимальная длительность пребывания НКА в этом режиме не превышает 15 мин.

Если в режиме упреждающего разворота потребитель не использует параметры строки 16-го типа для расчета координат фазового центра антенны в системе ПЗ-90, максимальная величина ΔR_{\max} методической ошибки вычисления расчетной дальности может быть оценена как

$$\Delta R_{\max} = 0,5 * \sqrt{(\Delta Y_{\text{фц}})^2 + (\Delta Z_{\text{фц}})^2},$$

где $\Delta Y_{\text{фц}}$, $\Delta Z_{\text{фц}}$ – координаты Y и Z фазового центра антенны, излучающей сигнал, в бортовой системе координат, начало которой совмещено с центром масс НКА.

1.7 В навигационном сообщении сигналов ГЛОНАСС с частотным разделением каждого j-го НКА передаются параметры полиномиальной модели, позволяющие вычислить в НАП поправку для перехода с бортовой шкалы времени, передаваемой сигналом высокой точности (ВТ) диапазона L1 этого НКА, на шкалу системы, а также смещение $\Delta \tau^j$ бортовой шкалы времени (БШВ), передаваемой сигналом диапазона L2 относительно БШВ НКА, передаваемой сигналом ВТ диапазона L1. Таким образом, в сигналах ГЛОНАСС с частотным разделением сигнал ВТ диапазона L1 каждого НКА используется в качестве базового, в том смысле, что к ШВ этого сигнала передаются поправки $\Delta \tau^j$ для перехода к шкалам времени сигналов диапазона L2.

В навигационном сообщении каждого сигнала ГЛОНАСС с кодовым разделением передаются параметры полиномиальной модели, позволяющие вычислить в НАП поправку для перехода от БШВ НКА, передаваемой этим сигналом на шкалу системы. Таким образом, в сигналах ГЛОНАСС с кодовым разделением понятие базового сигнала не используется, и БШВ всех сигналов являются независимыми. Исключение составляет

сигнал L2OCp, который является пилотным и поэтому не имеет навигационного сообщения. Поэтому в строке 12-го типа навигационного сообщения сигнала L1OC передается смещение $\Delta\tau_{L2}^j$ БШВ сигнала L2OC относительно бортовой шкалы времени сигнала L1OC.

При формировании частотно-временной информации (ЧВИ) в режимах ретрансляции и размножения поправки к БШВ формируются относительно шкалы времени системы ГЛОНАСС (см. 3.2).

При формировании ЧВИ с использованием межспутниковых измерений указанные поправки формируются относительно орбитальной системной ШВ, реализуемой на основе БШВ НКА, находящихся в ОГ. Точность привязки орбитальной системной шкалы к другим шкалам времени (МДВ и др.) может несколько снижаться. Однако это не влияет на точность координатных определений потребителей.

Режим формирования ЧВИ сообщается потребителю в навигационном сообщении путем задания определенных значений параметру P_T^j в строках 10–12-го типов.

1.8 В отличие от сигналов ГЛОНАСС с частотным разделением в сигналах ГЛОНАСС с кодовым разделением период смены ЭИ и ЧВИ не является фиксированным. ЭИ и ЧВИ могут быть привязаны к любому моменту времени внутри суток с шагом 90 с и могут меняться с периодом времени, кратным этому шагу.

1.9 В составе навигационного сообщения сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением параметры альманаха передаются только для НКА, излучающих эти сигналы. Значение параметров альманаха НКА, передаваемого в навигационном сообщении всех его сигналов с кодовым разделением, одинаково.

Значения номинального наклона орбит и номинального драконического периода обращения НКА ГЛОНАСС в сигналах с кодовым разделением приняты равными соответственно $64,8^\circ$ и 40544 с. Эти значения отличаются от значений тех же параметров в сигналах ГЛОНАСС с частотным разделением (63° и 43200 с соответственно). Изменение указанных номинальных значений в сигналах ГЛОНАСС с кодовым разделением сделано с целью их приближения к реальным параметрам спутниковых орбит.

В навигационном сообщении сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением передаются альманахи всех НКА ОГ, излучающих кодовые сигналы, включая НКА, временно не пригодные для навигационных определений. Количество НКА в альманахе изменяется по мере изменения состава ОГ. Количество НКА, о которых передается информация альманаха, сообщается в параметре N_S строки 20-го типа. Предполагается,

что НКА, временно не пригодные для навигационного обеспечения, используются для выполнения информационных функций системы ГЛОНАСС.

Отдельные НКА могут излучать не весь спектр навигационных сигналов, однако при этом они являются пригодными для навигационного обеспечения. Набор сигналов, излучаемых данным НКА, определяется параметром PC_A в строке 20-го типа.

По мере развития системы ГЛОНАСС могут создаваться орбитальные дополнения на других типах орбит (геосинхронные, высокоэллиптические и т.д.). При этом состав, разрядность и номинальные значения параметров альманаха для новых типов орбит, возможно, будут иными. Состав параметров альманаха определяется признаком «ТО» в начале информационной части строки 20-го типа. Данный признак, по сути, является подтипом строки 20-го типа, определяющим состав и структуру параметров альманаха данного типа орбит. Значение $TO = «00»$ определяет, что структура параметров строки альманаха относится к существующим круговым орбитам НКА ГЛОНАСС с номинальной высотой 19100 км, наклоном $64,8^\circ$ и периодом обращения 11 ч 15 мин 44 с. Параметры этого типа альманаха описаны в ИКД соответствующих сигналов.

При внедрении орбитальных дополнений системы ГЛОНАСС с другим типом орбит будет выпущено соответствующее дополнение к ИКД соответствующих сигналов. Параметры альманаха новых типов орбит, как и существующих, будут размещаться в строке 20-го типа и обозначаться признаком «ТО» отличным от «00».

НАП, принимающая сигналы ГЛОНАСС с кодовым разделением, должна:

- обеспечивать модификацию программного обеспечения для обработки альманаха орбитальных дополнений;
- игнорировать строки альманаха 20-го типа с неизвестным им значением типа орбит «ТО».

1.10 Служебная часть строк навигационного сообщения сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением содержит признаки годности/негодности « Γ^j » навигационного сигнала j -го НКА и достоверности/недостоверности ЦИ в данной строке « I^j ».

Состояние $\Gamma^j=1$ признака годности/негодности навигационного сигнала означает его непригодность для навигационно-временных определений. Однако при этом общесистемная ЦИ и информация информационных дополнений, передаваемая в составе навигационного сообщения, пригодна для использования.

Например, при значении $\Gamma^j=1$ возможно использовать:

- значения параметров альманаха в строках 20-го типа;
- параметры вращения Земли и другие параметры строки 25-го типа;

- информационное дополнение в виде квитанций системы Коспас-Сарсат в строках 50-го типа;
- информационное дополнение в виде текстовых сообщений в строках 60-го типа.

Состояние признака $\Gamma^j=1$ достоверности/недостоверности ЦИ в строке означает непригодность информации, передаваемой в этой строке. Если при этом передается признак годности/негодности навигационного сигнала $\Gamma^j=0$, дальномерный код, излучаемый НКА, может использоваться в НАП для формирования измерений.

2 Общие вопросы

2.1 Настоящий ИКД определяет общие характеристики системы ГЛОНАСС, типы излучаемых навигационных радиосигналов и общие алгоритмы обработки данных навигационного сообщения.

НКА системы ГЛОНАСС могут излучать навигационные радиосигналы открытого и санкционированного доступа с только частотным, частотным и кодовым или только с кодовым разделением в зависимости от модификации НКА.

Интерфейс навигационных радиосигналов открытого доступа с частотным разделением в диапазонах L1, L2 определяется документом «ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Навигационный радиосигнал в диапазонах L1, L2 с открытым доступом и частотным разделением» (<http://russianspacesystems.ru>).

Интерфейс навигационных радиосигналов открытого доступа с кодовым разделением в диапазонах L1, L2 и L3 определяется отдельными документами по сигналам в диапазонах L1, L2 и L3.

2.2 Разработчик бортовой радиоаппаратуры НКА системы ГЛОНАСС – акционерное общество «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» (АО «Российские космические системы»), определяемое как разработчик ИКД, несет ответственность за подготовку, согласование, изменение и сохранение ИКД.

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

- генеральным конструктором системы ГЛОНАСС;
- акционерным обществом «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» (АО «Российские космические системы») Госкорпорации «Роскосмос» – головной организацией по системе ГЛОНАСС, разработчиком полезной нагрузки и служебных радио- и телеметрических систем НКА, комплекса наземных средств контроля и управления НКА, НАП для различных классов пользователей;
- акционерным обществом «Информационные спутниковые системы» (АО «ИСС») Госкорпорации «Роскосмос» – разработчиком космического комплекса системы ГЛОНАСС, включая ракетно-космический комплекс, наземный комплекс управления, НКА, бортовое программное обеспечение расчета и формирования информации в навигационном сообщении и управления НКА;

- научно-исследовательским центром (г. Королев) центрального НИИ Войск ВКО Минобороны России – головной научно-исследовательской организацией Минобороны России по системе ГЛОНАСС;
- акционерным обществом «Российский институт радионавигации и времени» (АО «РИРВ») Минпромторга России – головной организацией по средствам частотно-временного обеспечения специального и двойного назначения, разработчиком комплекса средств формирования ШВ космического комплекса системы ГЛОНАСС и синхронизации средств системы ГЛОНАСС, а также разработчиком НАП для различных классов пользователей;
- федеральным государственным унитарным предприятием «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (ФГУП ЦНИИмаш) – головным институтом Госкорпорации «Роскосмос».

Утверждается ИКД полномочными представителями Космических войск и Госкорпорации «Роскосмос». ИКД вступает в силу после утверждения командующим Космическими войсками и генеральным директором Госкорпорации «Роскосмос».

В процессе совершенствования системы ГЛОНАСС могут изменяться ее отдельные параметры. Разработчик ИКД несет ответственность за согласование предложенных изменений со всеми ответственными сторонами и за подготовку в случае необходимости новой редакции документа, содержащей изменения.

Изменения и новые редакции ИКД вступают в силу после утверждения командующим Космическими войсками и генеральным директором Госкорпорации «Роскосмос».

Официальное распространение ИКД осуществляет АО «Российские космические системы».

3 Шкалы времени системы ГЛОНАСС

3.1 Навигационно-временные определения в системе ГЛОНАСС осуществляются в ШВС ГЛОНАСС, относительно которой проводится синхронизация БШВ сигналов НКА, а также привязка или синхронизация шкал времени потребителей (ШВП). При этом на основании доступной, в том числе из навигационного сообщения информации потребитель имеет возможность перехода к следующим ШВ:

- шкала московского декретного времени (шкала МДВ);
- шкала универсального координированного времени государственного первичного эталона Российской Федерации UTC(SU);
- шкала всемирного времени (UT1);
- шкала международного атомного времени (TAI);
- ШВ системы GPS.

В зависимости от особенностей построения НАП, ШВП может подвергаться периодической дискретной, либо плавной синхронизации, осуществляемой в НАП по результатам обработки измерений.

3.2 ШВС ГЛОНАСС – в качестве ШВС ГЛОНАСС $T_{ГЛ}$ принята математическая ШВ, формируемая на основе сигналов нескольких высокоточных водородных стандартов частоты, входящих в состав центрального синхронизатора (ЦС) системы ГЛОНАСС. ШВС ГЛОНАСС $T_{ГЛ}$ корректируется одновременно с плановой коррекцией ± 1 с шкалы UTC(SU) $T_{UTC(SU)}$ и шкалой МДВ $T_{МДВ}$. Вследствие этого, между ШВС ГЛОНАСС и шкалой МДВ не существует сдвига на целое число секунд. В будущем возможен переход к использованию непрерывной шкалы ШВС. Для этого в навигационном сообщении сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением предусмотрены соответствующие резервы.

3.3 БШВ сигналов НКА формируется и хранится в бортовом синхронизирующем устройстве (БСУ), реализованном на основе атомных стандартов частоты, синхронизируется относительно ШВС ГЛОНАСС, и распространяется путем передачи навигационных радиосигналов, сформированных на ее основе.

В навигационном сообщении всех сигналов ГЛОНАСС с частотным разделением сообщаются оценки параметров полиномиальной модели смещения БШВ, передаваемой навигационным радиосигналом диапазона L1, относительно ШВС, а также смещение навигационного радиосигнала диапазона L2 относительно навигационного радиосигнала диапазона L1.

В навигационном сообщении каждого из навигационных радиосигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением сообщаются оценки параметров полиномиальной модели смещения БШВ, передаваемой этим сигналом (БШВ{L1(3)OC}), относительно ШВС (см. приложение Г), а также смещение пилотной компоненты данного сигнала относительно ее информационной компоненты.

При секундных коррекциях ШВС ГЛОНАСС, осуществляемых в моменты плановых коррекций UTC(SU), проводится одновременная коррекция БШВ сигналов НКА ГЛОНАСС путем изменения оцифровки последовательности секундных импульсов БШВ всех НКА ГЛОНАСС. В навигационном сообщении сигналов ГЛОНАСС предусмотрено заблаговременное уведомление потребителей о дате и знаке секундной коррекции.

Общие рекомендации по организации вычислений в НАП ГЛОНАСС в момент проведения плановой секундной коррекции UTC(SU) приведены в приложении Д.

3.4 UT1 – Всемирное время по шкале, в которой за начальный момент последующих суток принята нижняя кульминация Среднего Солнца на начальном меридиане и учтено влияние движения полюсов Земли на положение меридианов. В навигационном сообщении радиосигналов ГЛОНАСС передаются параметры полиномов для определения положения мгновенного полюса Земли (см. приложение М) и рассчитанного с учетом движения полюса расхождения всемирного времени на среднем гринвичском меридиане UT1 и координированного времени Госэталоны РФ UTC(SU) (см. приложение Б).

3.5 TAI – Международная шкала атомного времени, равномерная шкала атомного времени, рассчитываемая Международным бюро мер и весов. В навигационном сообщении радиосигналов ГЛОНАСС передается значение расхождения шкал UTC(SU) и TAI (см. также приложение И).

3.6 UTC(SU) – шкала времени Государственного эталона частоты и времени России, задаваемая государственным первичным эталоном времени и частоты (ГЭВЧ) Российской Федерации. Шкала UTC(SU) является ступенчато равномерной шкалой. Она периодически подвергается секундной коррекции на ± 1 с, осуществляемой по решению Международного бюро времени, когда разность (UT1 – UTC) по модулю достигает значения 0,75–0,9 с. Коррекция шкалы UTC(SU) производится, как правило, с периодичностью 1 раз в год (в 1,5 года), в конце одного из кварталов (в 00 ч 00 мин 00 с): в ночь 31 декабря на 1 января, 31 марта на 1 апреля, 30 июня на 1 июля, 30 сентября на 1 октября по шкале UTC(SU) (в 3 ч 00 мин 00 с по шкале МДВ) и осуществляется

одновременно всеми пользователями, воспроизводящими или использующими шкалу UTC(SU).

3.7 МДВ – Московское декретное время $T_{\text{МДВ}}$ формируется как время $T_{\text{UTC(SU)}}$ на шкале UTC(SU) плюс 3 ч (10800 с). Шкала МДВ корректируется одновременно с плановой коррекцией на ± 1 с шкалы UTC(SU) $T_{\text{UTC(SU)}}$. В навигационном сообщении радиосигналов ГЛОНАСС передается поправка для перехода от ШВС ГЛОНАСС к шкале МДВ (см. приложение Г).

3.8 ШВС GPS – системная ШВ GPS является условной «композитной» ШВ, формируемой на основе ШВ всех станций слежения и БШВ НКА системы GPS.

ШВС GPS отличается от шкалы UTC на целое число секунд, поскольку она не корректируется на ± 1 с при соответствующих корректировках шкалы UTC. С июля 2015 года ШВС GPS опережает UTC на 17 с.

4 Геодезическая основа системы ГЛОНАСС

4.1 Передаваемые каждым НКА в составе оперативной информации данные (эфемериды) позволяют вычислить координаты и составляющие вектора скорости центра масс НКА в системе координат «Параметры Земли 1990 года» (ПЗ-90) последней редакции (алгоритмы расчета координат и составляющих вектора скорости центра масс НКА в системе ПЗ-90 по данным эфемерид приведены в приложении К).

Алгоритм пересчета координат центра масс НКА в координаты (в системе ПЗ-90) фазового центра антенны, излучающей навигационные сигналы, которые должны использоваться при навигационных определениях, приведен в приложении Т.

В системе геодезических параметров «Параметры Земли 1990 года» положения точек в пространстве однозначно определяются:

- геоцентрическими прямоугольными пространственными координатами (X, Y, Z);
- геодезическими координатами: геодезической широтой (B), геодезической долготой (L) и геодезической высотой (H).

4.2 В системе отсчета геоцентрических прямоугольных пространственных координат положения точек в пространстве определяются проекциями этих точек на координатные оси. Положение координатных осей определяется следующим образом (рисунок 4.1):

- начало координат O совмещено с условным центром масс Земли, включая массы океанов и атмосферы, задаваемым планетарной моделью гравитационного поля Земли, и совмещено с центром общеземного эллипсоида ПЗ-90;
- координатная ось OZ направлена из начала координат O на Условный земной полюс, как это определяется рекомендациями Международной службы вращения Земли. Отсчет положительных значений координат по оси OZ производится от начала координат O в сторону направления на Условный земной полюс. Отсчет отрицательных значений координат по координатной оси OZ производится от начала координат O в противоположную сторону от направления на Условный земной полюс;
- координатная ось OX направлена из начала координат O и совпадает с линией, образованной пересечением плоскости экватора и плоскости Начального меридиана, установленного Международной службой вращения Земли и

Международным бюро времени. Отсчет положительных значений координат по оси OX производится от начала координат O в сторону точки пересечения линии экватора с плоскостью начального меридиана (точка Xa). Отсчет отрицательных значений координат по координатной оси OX производится от начала координат O в противоположном направлении, от направления на точку пересечения линии экватора с плоскостью начального меридиана – по направлению на точку Xb ;

- координатная ось OY дополняет систему отсчета геоцентрических прямоугольных пространственных координат до правой.

Отсчет положительных значений координат по оси OY производится от начала координат O по направлению на точку Ya . Отсчет отрицательных значений координат по координатной оси OY производится от начала координат O по направлению на точку Yb .

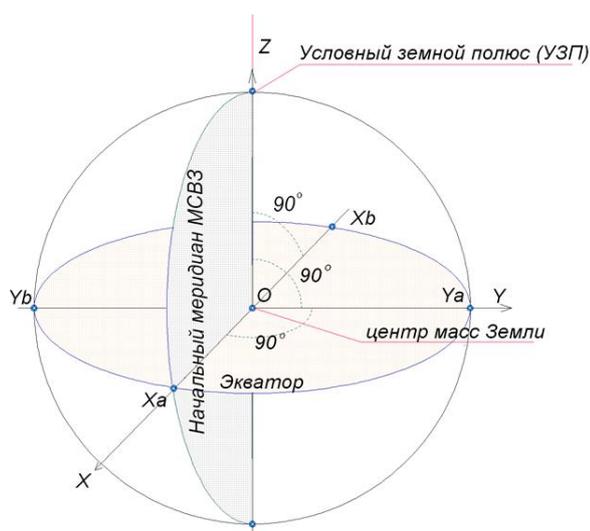


Рисунок 4.1 – Положение координатных осей системы отсчета геоцентрических прямоугольных пространственных координат (X , Y и Z)

4.3 Система отсчета геодезических координат (B , L и H) включает:

- общеземной эллипсоид ПЗ-90 с параметрами ориентирования его относительно планеты Земля и осей OX , OY и OZ системы отсчета геоцентрических прямоугольных пространственных координат;
- систему геодезических координат (B , L и H).

Основные параметры общеземного эллипсоида ПЗ-90 приведены в таблице 4.1.

Система геодезических координат (B , L и H) определяется следующим образом (рисунок 4.2):

- геодезическая широта B в точке M определяется как плоский острый угол между плоскостью экватора и нормалью к поверхности общеземного эллипсоида ПЗ-90 в точке M . Геодезическая широта отсчитывается к северу и к югу от экватора, от 0° на экваторе до 90° на Южном и Северном полюсах. К северу от экватора отсчитывается северная широта (положительная), к югу от экватора отсчитывается южная широта (отрицательная);
- геодезическая долгота L в точке M определяется как двугранный угол между плоскостью Начального меридиана и плоскостью геодезического меридиана, проходящего через точку M . Геодезическая долгота отсчитывается от Начального меридиана к востоку (положительное направление отсчета геодезических долгот), от 0° (на Начальном меридиане) до 360° (на Начальном меридиане);
- геодезическая высота H точки M определяется как расстояние по нормали от поверхности общеземного эллипсоида ПЗ-90 до точки M . Геодезическая высота точки M , расположенной выше поверхности общеземного эллипсоида относительно его центра, будет положительная, а расположенной ниже – отрицательная.



Рисунок 4.2 – Система отсчета геодезических координат (B , L и H)

Система отсчета геодезических координат (В, L и Н) позволяет однозначно определять положение точек относительно поверхности общеземного эллипсоида ПЗ-90.

Точки полюсов в системе геодезических координат представляют собой две особые точки, в которых сходятся все меридианы и у которых отсутствует одна координата – геодезическая долгота L.

Фундаментальные геодезические константы и основные параметры общеземного эллипсоида ПЗ-90, принятые в системе геодезических параметров «Параметры Земли 1990 года», приведены в таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Фундаментальные геодезические константы и основные параметры общеземного эллипсоида ПЗ-90

Средняя угловая скорость вращения Земли (ω_3) относительно точки весеннего равноденствия	$7,292115 \cdot 10^{-5}$ рад/с
Геоцентрическая константа гравитационного поля Земли с учетом атмосферы (GM)	$398600,4418 \cdot 10^9$ м ³ / с ²
Геоцентрическая константа гравитационного поля атмосферы Земли (GM_a)	$0,35 \cdot 10^9$ м ³ / с ²
Скорость света в вакууме (с)	299792458 м/с
Большая (экваториальная) полуось общеземного эллипсоида ПЗ-90 (a_e)	6378136 м
Величина полярного сжатия общеземного эллипсоида ПЗ-90 (α)	1 / 298,25784
Величина нормального гравитационного ускорения на экваторе общеземного эллипсоида (γ_a)	978032,84 мГал
Поправка в ускорение нормальной силы тяжести за притяжение атмосферы на уровне моря ($\delta\gamma_{атм}$)	-0,87 мГал
Зональный гармонический коэффициент второй степени (J_2^0)	$1082625,75 \cdot 10^{-9}$
Зональный гармонический коэффициент четвертой степени (J_4^0)	$-2370,89 \cdot 10^{-9}$
Зональный гармонический коэффициент шестой степени (J_6^0)	$6,08 \cdot 10^{-9}$
Зональный гармонический коэффициент восьмой степени (J_8^0)	$1,40 \cdot 10^{-11}$
Нормальный потенциал на поверхности общеземного эллипсоида ПЗ-90 (U_0)	$62636861,4$ м ² / с ²

Примечание – При проведении баллистических расчетов используются нормированные гармонические коэффициенты нормального гравитационного поля Земли:

$$\bar{C}_{20}^0 = -484164,954 \cdot 10^{-9};$$

$$\bar{C}_{40}^0 = 790,296 \cdot 10^{-9}.$$

Между зональными гармоническими коэффициентами нормального гравитационного поля Земли J_n^0 и зональными гармониками геопотенциала $\bar{C}_{n,0}^0$ одной степени n , существует зависимость

$$J_n^0 = -\sqrt{2n+1} \cdot \bar{C}_{n,0}^0,$$

из которой следует

$$J_2^0 = -\sqrt{5} \cdot \bar{C}_{20}^0;$$

$$J_4^0 = -3 \cdot \bar{C}_{40}^0;$$

$$J_6^0 = -\sqrt{13} \cdot \bar{C}_{60}^0;$$

$$J_8^0 = -\sqrt{17} \cdot \bar{C}_{80}^0.$$

Кроме того, при переходе от нормального к аномальному гравитационному полю Земли следует учитывать что:

- нормальный потенциал силы тяжести Земли описывается рядом, в котором присутствуют только полностью нормированные коэффициенты четной степени n нулевого порядка разложения потенциала силы тяжести Земли в ряд по сферическим функциям $\bar{C}_{n,0}^0$;
- возмущающий потенциал силы тяжести Земли описывается набором зональных гармоник $\Delta\bar{C}_{n,m}$, начиная с $n = 2$, где $\Delta\bar{C}_{n,m} = \bar{C}_{n,m}$, за исключением коэффициентов зональных гармоник степеней $n = 2, 4, 6$ и 8 , нулевого порядка, используемых для описания потенциала силы тяготения Земли. Для них $\Delta\bar{C}_{n,0} = \bar{C}_{n,0} - \bar{C}_{n,0}^0$.

5 Общие свойства сигналов

5.1 Общие характеристики излучаемых радиосигналов

5.1.1 Когерентность несущих колебаний и модулирующих последовательностей

Несущие частоты всех радиосигналов НКА и тактовые частоты модулирующих последовательностей когерентны и формируются из сигнала БСУ НКА. Номинальное значение частоты на выходе БСУ задается таким образом, чтобы относительно наземного наблюдателя оно составляло около 5,0 МГц и были минимизированы вековые уходы фазы навигационных сигналов НКА вследствие релятивистских эффектов. В частности для круговых орбит «ГЛОНАСС» высотой 19100 км номинальная частота на выходе БСУ в Земных условиях составляет 4,99999999782 МГц (см. приложение Ф).

5.1.2 Поляризация излучаемых радиосигналов

Излучаемые радиосигналы имеют 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.

5.1.3 Фазовые шумы несущей

Спектральная плотность фазовых шумов немодулированных несущих такова, что схема слежения, имеющая одностороннюю шумовую полосу 10 Гц, обеспечивает точность слежения за фазой несущей не хуже 0,01 радиан (среднеквадратическое значение).

5.1.4 Внеполосное излучение

Уровень мощности нежелательных излучений от каждого НКА за пределами полос частот, отведенных для навигационных радиосигналов системы ГЛОНАСС:

L1 (1592,9 – 1610) МГц;

L2 (1237,8 – 1256,8) МГц;

L3 (1190,35 – 1212,23) МГц,

ослаблен не менее чем на 40 дБ относительно мощности немодулированной несущей.

НКА оснащаются фильтрами, уменьшающими нежелательные излучения в диапазонах частот:

(1610,6 – 1613,8) МГц;

(1660,0 – 1670,0) МГц,

до уровня, приведенного в Рекомендации МСЭ-RRA.769.

5.1.5 Помехи множественного доступа

Для сигналов с кодовым разделением помехи множественного доступа определяются взаимно корреляционными свойствами дальномерных кодов и зависят от количества элементарных символов N на периодах этих кодов. Мощность помехи множественного доступа относительно мощности полезного сигнала находится на уровне $10 \cdot \log_{10}(1/N)$, например, при $N = 1023$ средняя мощность равна минус 30 дБ.

5.1.6 Мощности радиосигналов, принимаемых потребителем

Мощность каждого из радиосигналов, принимаемых потребителем от НКА у поверхности Земли, на выходе приемной линейно поляризованной антенны с коэффициентом усиления +3 дБ и при угле места НКА не менее 5° составляет не менее минус 158,5 дБВт (см. приложение А).

5.2 Общее описание информации навигационного сообщения

5.2.1 В навигационных сигналах ГЛОНАСС с кодовым разделением информация навигационного сообщения передается в виде переменной последовательности строк.

Строки условно разбиты на служебную и информационную части. Структура служебной части строки одинакова для каждого типа сигнала и содержит информацию о номере НКА, типе строки, времени начала строки, сигнальные параметры, а также контрольные циклические коды для проверки целостности информации строки.

Структура информационной части строки определяется её типом. Каждый тип строки содержит логически завершённый блок информации, для обработки которой не требуется знать информационное содержимое строк другого типа. Исключением является только ЭВИ, которая занимает три строки разных типов, передаваемых непрерывным пакетом.

Структура информации в строках описана в ИКД на соответствующие сигналы.

В процессе жизненного цикла системы ГЛОНАСС возможно внедрение новых типов строк, которые могут содержать либо новые типы информации, либо модифицировать имеющиеся типы строк.

5.2.2 Навигационное сообщение НКА системы ГЛОНАСС содержит оперативную информацию (данные эфемерид и поправок к различным ШВ), неоперативную информацию (данные альманаха, параметры вращения Земли (ПВЗ), параметры модели ионосферы (ПМИ) и т.д.), а также служебную и другие виды информации, предназначенные для расширения информационных функций системы ГЛОНАСС. Служебная и другие виды информации описываются в отдельных документах.

5.2.3 Условным повторяющимся фрагментом последовательности строк является псевдокадр. Псевдокадр – набор строк оперативной и неоперативной цифровой информации, вначале которого следуют три строки ЭВИ. Остальные строки псевдокадра содержат неоперативную информацию.

5.2.4 Оперативная информация (данные эфемерид) содержит параметры точных моделей движения НКА и коэффициенты точных полиномиальных моделей, описывающих расхождение БШВ сигналов НКА со шкалой системы. Максимальный период обновления оперативной информации (данные эфемерид) в системе ГЛОНАСС составляет 30 мин. В отдельных случаях возможно увеличение этого периода. Любая смена оперативной ЦИ сопровождается обязательным изменением поля t_b в навигационном сообщении.

Максимальный период повторения эфемеридной информации составляет 45 с.

Каждый НКА передает оперативную информацию только о себе.

5.2.5 Неоперативная информация содержит параметры грубых моделей движения НКА, коэффициенты грубых полиномиальных моделей, описывающих расхождение

показаний часов НКА (время в бортовой шкале) и часов системы (время в шкале системы), а также ПВЗ, параметры модели ионосферы и другую неоперативную информацию. Различные типы неоперативной информации передаются с разными периодами обновления. Максимальный период обновления всей неоперативной информации составляет 48 ч.

Максимальный период повторения данных альманаха составляет 5 мин.

Для повышения скорости доставки неоперативной информации в НАП в новых сигналах с кодовым разделением реализуется ее передача разными НКА с различными временными сдвигами. В разных сигналах одного НКА неоперативная информация также может передаваться с различными временными сдвигами.

6 Контроль навигационного поля радиосигналов ГЛОНАСС

Контроль навигационного поля заключается в контроле качества излучаемых НКА навигационных радиосигналов и качества передаваемой ими информации навигационного сообщения. В системе ГЛОНАСС результаты контроля навигационного поля сообщаются потребителям следующими способами.

В навигационном сообщении радиосигналов ГЛОНАСС каждого штатного НКА системы передаются два признака исправности (неисправности): Γ^j и I^j .

Признак Γ^j передается в каждой строке навигационного сообщения. Значение признака $\Gamma^j = 0$ означает пригодность радиосигнала для навигационных определений в НАП.

Признак I^j передается в каждой строке навигационного сообщения. Значение признака $I^j = 0$ означает пригодность данной строки НКА для проведения навигационных определений потребителей системы.

Передаются также факторы точности $\Phi_{\text{Э}}^j$ и $\Phi_{\text{Т}}^j$, обусловленные погрешностями ЭИ и ЧВИ. Эти поля содержат эквивалентные погрешности (σ) измерений в НАП псевдодальности до НКА с номером j .

Кроме того, в навигационном сообщении сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением в строках, содержащих неоперативную информацию, передается признак PC_A , который сообщает, какие сигналы с кодовым разделением излучаются с НКА, имеющего номер j_A .

Потребители ГЛОНАСС при принятии решения об использовании или неиспользовании каждого конкретного НКА для целей навигации должны анализировать каждый из трех признаков: Γ^j , I^j и PC_A . Помимо анализа признаков Γ^j , I^j и PC_A в НАП ГЛОНАСС должны использоваться алгоритмы автономного контроля целостности системы.

Потребителю также рекомендуется самостоятельно контролировать непротиворечивость ЭВИ на новый опорный момент t_b относительно предыдущего опорного момента t_b . Например, вычислять эфемериды и ЧВИ на середину интервала времени между этими моментами, опираясь на старую и новую ЭВИ. При существенном расхождении, например, превышающем 30 м (100 нс) как по эфемеридам, так и по ЧВИ,

использовать ЭВИ предыдущего опорного момента, вплоть до следующего опорного момента t_b .

Приложение А

Мощности радиосигналов, принимаемых потребителем

Гарантированный минимум уровня мощности радиосигналов ГЛОНАСС, принимаемых потребителем от НКА, приведен в 5.1.6 при следующих допущениях:

- мощность радиосигнала определяется на выходе приемной антенны, имеющей линейную поляризацию и коэффициент усиления +3 дБ;
- НКА наблюдается под углом возвышения не менее 5°;
- 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 стабилизирован относительно базовой системы координат.

Ожидается, что максимальный уровень принимаемого потребителем радиосигнала в результате действия этих факторов не превысит минус 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 Б

Алгоритм расчета времени по шкале UT1

Для расчета времени T_{UT1} по шкале UT1 в неоперативной информации передается номер суток N_B внутри четырехлетнего интервала и параметры B_0 , B_1 , B_2 , определяемые на момент начала суток с номером N_B . Эти данные позволяют рассчитать величину расхождения $\tau_{UT1} = T_{UT1} - T_{UTC(SU)}$ в секундах ШВ UT1 и UTC(SU), соответствующего произвольному моменту времени $t_{МДВ}$ в секундах по шкале МДВ, расположенному на сутках с календарным номером N внутри четырехлетнего периода с номером N_4 :

$$\tau_{UT1} = B_0 + B_1 \cdot \frac{\Delta t_{UT1}}{86400} + \frac{B_2}{2} \cdot \left(\frac{\Delta t_{UT1}}{86400} \right)^2,$$

где $\Delta t_{UT1} = \Delta N_{UT1} \cdot 86400 + t_{МДВ}$;

$$\Delta N_{UT1} = \begin{cases} N - N_B - \left\langle \left\langle \frac{N - N_B}{1461} \right\rangle \right\rangle \cdot 1461, & \text{если } N_4 \neq 27, \\ N - N_B - \left\langle \left\langle \frac{N - N_B}{1460} \right\rangle \right\rangle \cdot 1460, & \text{если } N_4 = 27. \end{cases}$$

Время $T_{UT1}(t_{МДВ})$ по шкале UT1, соответствующее моменту времени $t_{МДВ}$ в секундах по шкале МДВ, расположенному на сутках с календарным номером N внутри четырехлетнего периода, рассчитывается по формуле

$$T_{UT1}(t_{МДВ}) = \text{mod}_{86400}(t_{МДВ} - 10800 \text{ с} + \tau_{UT1}) = \text{mod}_{86400}(t_{UTC(SU)} + \tau_{UT1}).$$

Секундные коррекции шкалы UTC(SU), которые приводят к скачкообразным изменениям расхождения $\tau_{UT1} = T_{UT1} - T_{UTC(SU)}$, происходят в начале суток этой шкалы. Начало же суток шкалы МДВ опережает на 10800 с (3 ч) начало суток шкалы UTC(SU). Поэтому если на сутках N_B шкалы МДВ произошла секундная коррекция шкалы UTC(SU), то значение параметра $\tau_{UT1} = T_{UT1} - T_{UTC(SU)}$ в начале суток N_B шкалы МДВ,

передаваемое в навигационном сообщении, через 3 ч, после начала этих суток будет на единицу отличаться от истинного значения параметра $\tau_{UT1} = T_{UT1} - T_{UTC(SU)}$.

Для исключения ошибки, возникающей в такой ситуации, потребитель должен использовать сочетание признака КР ожидаемой коррекции, и признака А аномальности следующей строки, передаваемых в служебной части всех строк навигационного сообщения.

Приложение В

Переход от ШВС ГЛОНАСС на шкалу времени GPS

Для расчета времени T_{GPS} в секундах по шкале GPS в оперативной информации передается дробная часть секунд $\tau_{GPS}(t_b) = T_{GPS}(t_b) - T_{ГЛ}(t_b) + 10800 - \Delta T(t_b)$ в смещении шкалы времени $T_{GPS}(t_b)$ относительно $T_{ГЛ}(t_b) - 10800$ (ШВС ГЛОНАСС минус 3 ч) на момент t_b шкалы МДВ, $\Delta T(t_b)$ целая часть секунд в указанном смещении на тот же момент t_b . Отсюда получаем оценку $\hat{T}_{GPS}(t_b)$ времени по шкале GPS на момент t_b :

$$\hat{T}_{GPS}(t_b) = \tau_{GPS}(t_b) + T_{ГЛ}(t_b) - 10800 + \Delta T(t_b).$$

Переход с произвольного момента времени t ШВС ГЛОНАСС, отстоящего от момента t_b на половину интервала времени между соседними значениями t_b , на шкалу времени GPS осуществляется по формуле

$$\hat{T}_{GPS}(t) = \text{mod}_{604800} \left[\hat{T}_{GPS}(t_b) + \frac{\dot{\tau}_c(t_b)}{A_1} (t - t_b) \right],$$

где A_1 – параметр, передаваемый в составе навигационного сообщения НКА GPS.

Значение целого числа секунд $\Delta T(t_b)$, входящего в формулу для определения оценки $\hat{T}_{GPS}(t_b)$, рассчитывается по следующему алгоритму:

1 В соответствии с алгоритмом, изложенным в приложении Л, вычисляется номер $\text{Day}_{\text{МДВ}}$ дня недели на 0 часов шкалы МДВ. Значение $\text{Day}_{\text{МДВ}} = 0$ соответствует понедельнику, $\text{Day}_{\text{МДВ}} = 1$ – вторнику и т.д.

2 Вычисляется время $T_{\text{UTC(SU)}}$ и $\text{Day}_{\text{UTC(SU)}}$ шкалы UTC(SU), соответствующие $T_{\text{ГЛ}}$ и $\text{Day}_{\text{МДВ}}$:

$$x(t_b) = \text{mod}_{86400} [T_{\text{ГЛ}} + \tau_c(t_b) + \dot{\tau}_c(t_b) \cdot \Delta t_b - 10800]. \quad (\text{B.1})$$

Расчет суммы первых трех членов, стоящих в квадратных скобках в формуле (В.1), приведен в приложении Г.

Если $x(t_b) \geq 0$, то

$$T_{UTC(SU)}(t_b) = x(t_b), \quad Day_{UTC(SU)} = Day_{МДВ},$$

иначе

$$T_{UTC(SU)}(t_b) = \text{mod}_{86400}(x(t_b)), \quad Day_{UTC(SU)} = Day_{МДВ} - 1.$$

3 На основе допущения, что $T_{UTC(USNO)}(t_b) = T_{UTC(SU)}(t_b)$ и $Day_{UTC(USNO)} = Day_{UTC(SU)}$, точность которого вполне приемлема для вычисления целого числа секунд ΔT , вычисляется время $T_{UTC(USNO)}^{\text{нед}}$ на шкале UTC(USNO) на недельном интервале, при условии, что неделя начинается как в GPS в ночь с субботы на воскресенье, по формуле

$$T_{UTC(USNO)}^{\text{нед}}(t_b) = \text{mod}_{604800} [T_{UTC(SU)}(t_b) + 86400 \cdot (Day_{UTC(SU)} + 1)].$$

4 Вычисляется грубая оценка $\hat{T}_{GPS}^{\text{гр}}(t_b)$, основанная на допущении $T_{UTC(USNO)}(t_b) = T_{UTC(SU)}(t_b)$.

Если значение $T_{ГЛ}(t_b)$ находится слева от момента коррекции, проводимой в конце очередного квартала в случае значений признака плановой коррекции KP=01 либо KP=11 шкал времени ГЛОНАСС, то

$$\hat{T}_{GPS}^{\text{гр}}(t_b) = \text{mod}_{604800} [T_{UTC(USNO)}^{\text{нед}}(t_b) + \Delta t_{LS} + A_0],$$

иначе

$$\hat{T}_{GPS}^{\text{гр}}(t_b) = \text{mod}_{604800} [T_{UTC(USNO)}^{\text{нед}}(t_b) + \Delta t_{LSF} + A_0],$$

где Δt_{LS} , Δt_{LSF} и A_0 – параметры, передаваемые в составе навигационного сообщения НКА GPS.

5 Целая часть $\Delta T(t_b)$ секунд в смещении шкалы времени $T_{GPS}(t_b)$ относительно ШВС ГЛОНАСС $T_{ГЛ}(t_b)$ на момент t_b шкалы МДВ определяется по формуле

$$\Delta T(t_b) = \left\langle \left\langle \hat{T}_{GPS}^{GP} - T_{ГЛ}(t_b) + 10800 - \tau_{GPS}(t_b) \right\rangle \right\rangle.$$

Приложение Г

Переход со шкалы времени принимаемого сигнала на ШВС ГЛОНАСС, шкалу МДВ по данным оперативной информации

Переход со шкалы времени принимаемого сигнала $T_{\text{БШВ}\{\text{обозн.сигн.}\}}^j$ j-го НКА на ШВС ГЛОНАСС $T_{\text{ГЛ}}$ в произвольный момент $t_{\text{МДВ}}$ шкалы МДВ осуществляется по формуле

$$T_{\text{ГЛ}} = \text{mod}_{86400} [T_{\text{БШВ}\{\text{обозн.сигн.}\}}^j + \tau^j(t_b) - \Delta t_b \cdot \gamma^j(t_b) - \Delta t_b^2 \cdot \beta^j(t_b)],$$

где $T_{\text{ГЛ}}$ выражено в секундах;

$$\Delta t_b = t_{\text{МДВ}} - t_b - \left\langle \left\langle \frac{t_{\text{МДВ}} - t_b}{86400} \right\rangle \right\rangle \cdot 86400;$$

$\tau^j(t_b)$, $\gamma^j(t_b)$, $\beta^j(t_b)$ – параметры, передаваемые в оперативной информации на момент t_b шкалы МДВ.

Для практических приложений значение Δt_b (выраженное в секундах) может быть вычислено по формуле

$$\Delta t_b = \frac{T_{\text{БШВ}\{\text{обозн.сигн.}\}}^j + \tau^j(t_b) + \tau_c(t_b) - t_b - \left\langle \left\langle \frac{T_{\text{БШВ}\{\text{обозн.сигн.}\}}^j + \tau^j(t_b) + \tau_c(t_b) - t_b}{86400} \right\rangle \right\rangle \cdot 86400}{1 + \gamma^j(t_b) - \dot{\tau}_c(t_b)}.$$

Переход со шкалы ГЛОНАСС на шкалу МДВ осуществляется по формуле

$$t_{\text{МДВ}} = \text{mod}_{86400} [T_{\text{ГЛ}} + \tau_c(t_b) + \Delta t_b \cdot \dot{\tau}_c(t_b)],$$

где $\Delta t_b = \frac{T_{\text{ГЛ}} + \tau_c(t_b) - t_b - \left\langle \left\langle \frac{T_{\text{ГЛ}} + \tau_c(t_b) - t_b}{86400} \right\rangle \right\rangle \cdot 86400}{1 - \dot{\tau}_c(t_b)}.$

Приложение Д

Учет особенностей в работе навигационного приемника сигналов ГЛОНАСС в моменты проведения плановой секундной коррекции шкал МДВ ШВС ГЛОНАСС

Особенности в работе навигационного приемника, возникающие вследствие проведения плановой секундной коррекции шкал МДВ и ШВС ГЛОНАСС, необходимо учитывать в следующих случаях:

- при вхождении в синхронизм по строкам навигационного сообщения;
- при формировании измерений псевдозадержек;
- при использовании ЭИ и ЧВИ после проведения плановой секундной коррекции шкал МДВ и ШВС ГЛОНАСС.

Рассмотрим последовательно особенности, возникающие в работе навигационного приемника при проведении плановой секундной коррекции шкал МДВ и ШВС ГЛОНАСС во всех перечисленных случаях.

Д.1 Особенности в работе систем синхронизации навигационного приемника, возникающие в моменты проведения плановой секундной коррекции шкал МДВ и ШВС ГЛОНАСС

В любой момент времени каждый канал многоканального навигационного приемника может находиться в одном из двух режимов: в режиме вхождения в синхронизм по сигналу определенного спутника и в режиме синхронного приема сигнала этого спутника. При этом вхождение в синхронизм каждого канала может осуществляться при поддержке других каналов, ранее вошедших в синхронизм (режим поддержки), и при отсутствии таких каналов (режим без поддержки).

При вхождении канала в синхронизм, вначале осуществляется его вхождение в синхронизм по фазе дальномерного кода. В связи с тем, что периоды этих кодов во всех радиосигналах выбраны кратными величине секундной коррекции, проведение этой коррекции не влияет на процесс вхождения в синхронизм по фазе дальномерного кода.

После вхождения в синхронизм по фазе дальномерного кода осуществляется символьная синхронизация, т.е. обнаружение границ, разделяющих кодовые и информационные символы, детектирование и сверточное декодирование потока этих символов. В результате возникает поток информационных символов. В связи с тем, что длительности информационных и кодовых символов во всех радиосигналах ГЛОНАСС

выбираются кратными величине секундной коррекции, ее проведение не влияет на процесс обнаружения границ указанных символов.

Последующее декодирование потока информационных символов требует обнаружения границ, разделяющих строки навигационного сообщения. Алгоритм обнаружения границ строк основан на выделении из потока информационных символов регулярно следующих сигналов меток времени (поле СМВ), имеющих фиксированную структуру. В моменты секундной коррекции указанная регулярность в следовании СМВ нарушается. Поэтому успешная работа алгоритма обнаружения границ строк в моменты секундной коррекции возможна только тогда, когда этот алгоритм заранее оповещается об аномальности строки, следующей за очередной выделенной им меткой времени, а также о типе этой аномальности, т.е. об удлинении ($KP = 01$) либо укорочении ($KP = 11$) этой строки на 1 с. В режиме без поддержки, т.е. при отсутствии других каналов, уже вошедших в синхронизм, такая информация отсутствует. Поэтому при выделении аномальной строки в режиме без поддержки в алгоритме обнаружения границ строк возникает сбой и как следствие выделение этих границ достигается на последующих этапах работы алгоритма, где восстанавливается регулярность следования СМВ. Такая ситуация возникает только в одном канале приемника, который первым входит в синхронизм в режиме без поддержки в момент проведения (обычно не чаще 1 раза в год) плановой секундной коррекции ШВС ГЛОНАСС.

В режиме поддержки информация о моменте появления аномальной строки и о типе этой строки может быть заранее выделена из декодированных строк, принимаемых в каналах приемника, ранее вошедших в синхронизм. Различие между моментами появления строк радиосигнала в разных каналах навигационного приемника не может превышать 100 мс. Поэтому информация о моменте появления последней аномальной строки может быть с ошибкой, не превышающей 100 мс, передана в канал, входящий в синхронизм, что позволяет выделить в нем ту метку времени, после которой следует аномальная строка. Использование этой информации позволяет избежать сбоев в работе алгоритма обнаружения границ строк в момент проведения плановой секундной коррекции ШВС ГЛОНАСС.

В режиме синхронного приема сигнала определенного спутника каждый канал навигационного приемника способен самостоятельно выделить метку времени, после которой следует аномальная строка. Для этого в каждой строке анализируются служебные поля KP и A . Если в текущей строке $A = 0$, то следующая строка будет нормальной, т.е. будет иметь длительность, указанную в ИКД соответствующего сигнала. В противном

случае ($A = 1$), следующая строка будет аномальной. Тип этой аномальности определяется признаком КР. В случае $KP = 11$, строка будет укороченной на 1 с. В случае $KP = 01$, строка будет удлинённой на 1 с.

Д.2 Особенности формирования измерений псевдозадержек в моменты проведения плановой секундной коррекции шкал МДВ и ШВС ГЛОНАСС

В навигационном приемнике измерения псевдозадержек в любой момент времени должны формироваться по сигналам с параметрами, привязанными к спутниковым шкалам, которые находятся в одинаковом состоянии: все шкалы спутников в состоянии до плановой секундной коррекции, либо все шкалы спутников в состоянии после плановой секундной коррекции. Выполнение этого условия зависит от того, синхронизирована ли ШВП с ШВС ГЛОНАСС в момент формирования измерений псевдозадержек в каналах навигационного приемника.

На начальном этапе работы навигационного приемника до первого решения навигационной задачи измерения псевдозадержек формируются на основе использования в общем случае произвольно смещенной ШВП, которая не синхронизирована с ШВС ГЛОНАСС. При этом следует учитывать, что алгоритмы формирования измерений псевдозадержек в навигационном приемнике предполагают использование оцифровок меток времени (ОМВ), передаваемых в строках навигационного сообщения. Выделение ОМВ из строк навигационного сообщения предполагает предшествующее вхождение в синхронизм по этим строкам и выделение содержимого их служебных полей. Таким образом, формирование измерений псевдозадержек в навигационном приемнике начинается после выделения ОМВ и содержимого служебных полей строк, в которых передается признак A нормальности ($A=0$) или аномальности ($A=1$) следующей строки, а также признак КР ожидаемой коррекции.

На основе анализа признаков A и КР в навигационном приемнике может быть с точностью примерно ± 10 мс определено положение момента проведения плановой секундной коррекции шкал МДВ и ШВС ГЛОНАСС на шкале времени принимаемого сигнала в канале, первым принявшим эту строку (ШВКППАС). Такая коррекция предшествует приблизительно на 75 мс задней границе аномальной строки навигационного сообщения в канале, первым принявшим эту строку. Этот предполагаемый момент коррекции показан на рисунке Д.1 пунктирной вертикальной линией для двух возможных случаев длинной ($KP=01$) и короткой ($KP=11$) строк.

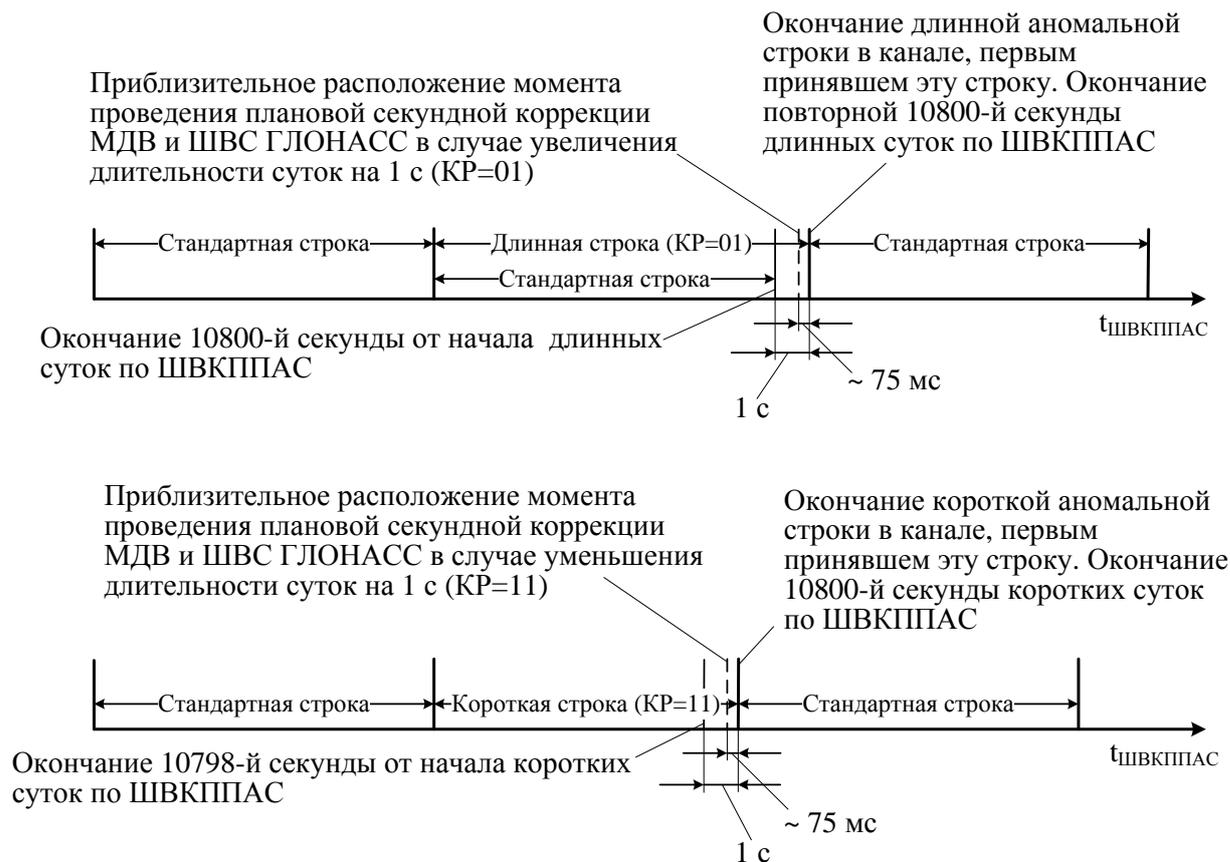


Рисунок Д.1 – Приблизительное расположение момента проведения плановой секундной коррекции шкал МДВ и ШВС ГЛОНАСС по отношению к задней границе аномальной строки навигационного сообщения в канале, первым принявшим эту строку

Формирование измерений псевдозадержек в условиях отсутствия синхронизации ШВП со шкалой МДВ и ШВС ГЛОНАСС зависит от расположения момента времени формирования измерений на ШВКППАС (см. рисунок Д.1):

- если момент формирования измерений на ШВКППАС расположен слева от предполагаемого момента осуществления плановой секундной коррекции шкал МДВ и ШВС ГЛОНАСС, то формирование псевдозадержек рекомендуется осуществлять с привязкой к спутниковым шкалам, находящимся в состоянии до плановой секундной коррекции. Для этого формирование измерений псевдозадержек следует осуществлять в предположении стандартной длины строк во всех каналах, т.е. строки в каналах навигационного приемника заканчиваются после 10800-й секунды от начала суток по ШВ принимаемых сигналов и в моменты этих окончаний счетчики числа строк во всех каналах наращиваются на единицу;

- если момент формирования измерений на ШВКППАС расположен справа от предполагаемого момента осуществления плановой секундной коррекции шкал МДВ и ШВС ГЛОНАСС, то формирование псевдозадержек рекомендуется осуществлять с привязкой к спутниковым шкалам, находящимся в состоянии после плановой секундной коррекции. Формирование измерений псевдозадержек в этом случае можно также осуществлять в предположении стандартной длины строк во всех каналах навигационного приемника. Однако при этом продолжение счета времени на длинных аномальных строках на шкалах времени принимаемых спутниковых сигналов следует задержать на 1 с по отношению к окончанию предыдущей строки, и счет количества периодов дальномерного кода на этих строках следует начинать через 1 с после окончания той же строки. На коротких аномальных строках продолжение счета времени на шкалах времени принимаемых спутниковых сигналов следует начинать на 1 с раньше окончания предыдущей строки, и счет количества периодов дальномерного кода на этих строках следует также начинать на 1 с раньше окончания предыдущей строки.

Обработка измерений псевдодальностей, сформированных в соответствии с представленными выше рекомендациями, позволит оценить смещение ШВП относительно ШВС ГЛОНАСС и МДВ и скорректировать на этой основе ШВП, обеспечив тем самым синхронизацию ШВП со шкалой МДВ и ШВС ГЛОНАСС с точностью, определяемой точностью решения навигационной задачи.

При наличии синхронизации ШВП со шкалой МДВ и ШВС ГЛОНАСС коррекция ШВП на ± 1 с при проведении плановой секундной коррекции шкал МДВ и ШВС ГЛОНАСС может осуществляться без привлечения измерений псевдодальностей. Признаком для проведения такой коррекции ШВП является появление строки с признаком аномальности $A=1$, следующей за данной. Если при этом признак ожидаемой коррекции $KP=01$, то на ШВП вслед за секундой с номером от начала суток 10800 должна следовать секунда с тем же номером 10800. Если же признак ожидаемой коррекции $KP=11$, то на ШВП вслед за секундой с номером от начала суток 10798 должна следовать секунда с номером 10800.

Формирование измерений псевдозадержек при наличии синхронизации ШВП со шкалой МДВ и ШВС ГЛОНАСС зависит от расположения момента времени формирования измерений на скорректированной ШВП:

- если момент формирования измерений на скорректированной ШВП расположен слева от момента коррекции ШВП (при КР=01 момент окончания повторной секунды с номером 10800 на ШВП, при КР=11 момент окончания секунды с номером 10800), формирование псевдозадержек рекомендуется осуществлять с привязкой к спутниковым шкалам, находящимся в состоянии до плановой секундной коррекции шкал МДВ и ШВС ГЛОНАСС. Для этого формирование измерений псевдозадержек следует осуществлять в предположении стандартной длины строк во всех каналах, т.е. строки в каналах навигационного приемника заканчиваются после 10800-й секунды от начала суток по ШВ принимаемых сигналов и в моменты этих окончаний счетчики числа строк во всех каналах наращиваются на единицу;
- если момент формирования измерений на скорректированной ШВП расположен справа от момента коррекции ШВП, то формирование псевдозадержек рекомендуется осуществлять с привязкой к спутниковым шкалам, находящимся в состоянии после плановой секундной коррекции шкал МДВ и ШВС ГЛОНАСС. Формирование измерений псевдозадержек в этом случае можно также осуществлять в предположении стандартной длины строк во всех каналах навигационного приемника. Однако при этом продолжение счета времени на шкалах времени принимаемых спутниковых сигналов на длинных аномальных строках следует задержать на 1 с по отношению к окончанию предыдущей строки, и счет количества периодов дальномерного кода на этих строках следует начинать через одну секунду после окончания той же строки. На коротких аномальных строках продолжение счета времени на шкалах времени принимаемых спутниковых сигналов следует начинать на 1 с раньше окончания предыдущей строки, и счет количества периодов дальномерного кода на этих строках следует также начинать на 1 с раньше окончания предыдущей строки.

Д.3 Особенности использования эфемеридных данных, возникающие после проведения плановой секундной коррекции шкал МДВ и ШВС ГЛОНАСС

Коррекция шкалы МДВ и ШВС ГЛОНАСС и сопутствующая им коррекция ШВП приводит к тому, что в один и тот же момент физического времени, показания часов, соответствующих этим шкалам, до и после коррекции отличаются на 1 с. Это означает, что при использовании после момента коррекции ЭИ и ЧВИ, полученных до коррекции, необходимо использовать показания часов шкалы МДВ, в которые коррекция не введена. Такая ситуация возникает сразу после момента плановой секундной коррекции, когда приемник еще не успел выделить новую ЭИ и ЧВИ. Показания часов шкалы МДВ после коррекции можно использовать только применительно к новой ЭИ и ЧВИ, выделение которых заканчивается на некотором интервале времени после коррекции ШВП.

Д.4 Особенности использования неоперативных данных, возникающие после проведения плановой секундной коррекции шкал МДВ и ШВС ГЛОНАСС

После проведения плановой секундной коррекции необходимо корректировать следующие параметры неоперативной информации, принятые до проведения плановой секундной коррекции:

- параметры альманаха орбит (строка 20-го типа);
- параметры полинома 2-й степени для определения расхождения τ_{UTC} и UTC – TAI (строка 25-го типа).

Данные типы строк могут некоторое время передаваться с неоперативной информацией, привязанной к шкале МДВ, находящейся в состоянии до плановой секундной коррекции. НАП имеет возможность отличить неоперативную информацию, привязанную к шкале МДВ до и после осуществления ее плановой секундной коррекции, по измерению номера суток привязки информации или по значению признака КР в служебной части соответствующих строк.

НАП может реализовывать следующий способ использования неоперативной информации, привязанной к шкале МДВ, находящейся в состоянии до плановой секундной коррекции:

- в данных альманаха (строка 20-го типа) на ± 1 с изменяется параметр t_{λ_A} (время прохождения восходящего узла);

- в ПВЗ на ± 1 с изменяются параметры $\tau_{\text{УТИ}}$ и UTC – TAI (строка 25-го типа).

Приложение Е

Особенности использования номера N_4 четырехлетия на шкале МДВ

Номер N_4 четырехлетнего интервала, передаваемый в оперативной информации, определяется по шкале МДВ и всегда связан с моментом t_b по шкале МДВ, к которому относится оперативная ЦИ (ЭИ и ЧВИ). Иными словами, значение N_4 (далее – эфемеридное N_4), передаваемое в оперативной информации, всегда является номером четырехлетнего интервала по шкале МДВ, на котором располагаются сутки шкалы МДВ, содержащие момент t_b .

Для вычисления текущей даты и времени по григорианскому календарю (см. приложение Л) в НАП необходимо определять номер $N_4^{\text{тек}}$ текущего четырехлетия по шкале МДВ. Первый год первого текущего четырехлетия соответствует 1996 году, т.е. на интервале времени с 1996 по 1999 год (по шкале МДВ), $N_4^{\text{тек}} = 1$. Счет текущих четырехлетий в НАП осуществляется по ШВП. Момент увеличения значения $N_4^{\text{тек}}$ на единицу определяется в НАП как окончание 1461-х суток ШВП (для всех четырехлетий, за исключением 27-го четырехлетия, которое будет содержать 1460 суток).

На границах четырехлетий значение эфемеридного N_4 может отличаться от номера $N_4^{\text{тек}}$ текущего четырехлетия. Поэтому для расчета поправок к БШВ {обозначение сигнала} и расчета координат спутников в НАП необходимо использовать значение эфемеридного N_4 , связанного с моментом t_b , к которому относится оперативная ЦИ (ЭИ и ЧВИ), а для вычисления текущей даты и времени по григорианскому календарю (см. приложение Л) необходимо использовать значение $N_4^{\text{тек}}$ – номера текущего четырехлетия.

Приложение Ж

Особенности использования номера N_T суток в четырехлетии на шкале МДВ

Номер N_T суток в четырехлетнем интервале, передаваемый в оперативной информации, определяется по шкале МДВ и всегда связан с моментом t_b по шкале МДВ, к которому относится оперативная ЦИ (ЭИ и ЧВИ). Иными словами, значение N_T (далее – эфемеридное N_T), передаваемое в оперативной информации, всегда является номером суток, содержащих момент t_b .

Для вычисления текущей даты и времени по григорианскому календарю (см. приложение Л) в НАП необходимо определять номер $N_T^{\text{тек}}$ текущих суток по шкале МДВ в четырехлетии. Первые сутки в каждом четырехлетии соответствуют первым суткам по шкале МДВ очередного високосного года, за исключением 2100 года, который согласно григорианскому календарю, не является високосными. Счет текущих суток в НАП осуществляется по ШВП. Момент увеличения значения $N_T^{\text{тек}}$ на единицу определяется в НАП как окончание 86399-й секунды. При этом номер текущей секунды суток по ШВП в НАП должен вычисляться с учетом плановых секундных коррекций шкал UTC(SU), МДВ и ШВС ГЛОНАСС. В связи с тем, что шкала МДВ смещена относительно шкалы UTC(SU) на 3 ч (10800 с), коррекция шкалы ШВП должна осуществляться следующим образом. При коррекции UTC(SU) на плюс 1 с, секунда ШВП, следующая за 10800-й секундой, должна иметь тот же номер 10800. Все последующие секунды ШВП должны иметь номер, увеличивающийся на единицу по отношению к предыдущей секунде. При коррекции UTC(SU) на минус 1 с, секунда ШВП, следующая за 10798-й секундой, должна иметь номер 10800. Все последующие секунды ШВП должны иметь номер, увеличивающийся на единицу по отношению к предыдущей секунде. В навигационном сообщении ГЛОНАСС предусмотрены признаки, заблаговременно извещающие НАП о моменте и знаке проводимой коррекции шкалы UTC(SU), шкалы МДВ, ШВС и ШВ всех навигационных сигналов, излучаемых НКА ГЛОНАСС (см. приложение Д).

На границах суток значение эфемеридного N_T может отличаться от номера $N_T^{\text{тек}}$ текущих суток. Поэтому для расчета поправок к БШВ {обозначение сигнала} и расчета координат спутников в НАП необходимо использовать значение эфемеридного N_T , связанного с моментом t_b , к которому относится оперативная ЦИ (ЭИ и ЧВИ), а для

вычисления текущей даты и времени по григорианскому календарю (см. приложение Л) необходимо использовать значение номера текущих суток – $N_T^{\text{тек}}$.

Приложение И

Переход со шкалы времени UTC(SU) на шкалу TAI

В навигационном сообщении ГЛОНАСС передается расхождение шкалы UTC(SU) и шкалы TAI в момент начала суток N_B по шкале МДВ:

$$\text{UTC(SU)} - \text{TAI} = T_{\text{UTC(SU)}} - T_{\text{TAI}}.$$

Секундные коррекции шкалы UTC(SU), которые приводят к скачкообразным изменениям расхождения $\text{UTC(SU)} - \text{TAI}$, происходят в начале суток этой шкалы. Начало же суток шкалы МДВ опережает на 10800 с (3 ч) начало суток шкалы UTC(SU). Поэтому, если на сутках N_B шкалы МДВ произошла секундная коррекция шкалы UTC(SU), то значение параметра $\text{UTC(SU)} - \text{TAI}$ в начале суток N_B шкалы МДВ, передаваемое в навигационном сообщении, через 3 ч, после начала этих суток будет на единицу отличаться от истинного значения параметра $\text{UTC(SU)} - \text{TAI}$.

Для исключения ошибки, возникающей в такой ситуации, потребитель должен использовать сочетание признаков КР и А ожидаемой коррекции аномальности следующей строки, передаваемых в каждой строке навигационного сообщения.

Приложение К

Алгоритмы расчета координат и составляющих вектора скорости центра масс НКА по данным эфемерид

В данном приложении даны примеры трех алгоритмов расчета координат и составляющих вектора скорости центра масс НКА на заданный момент времени t_i шкалы МДВ по данным эфемерид:

- точный алгоритм (точный расчет на 30-минутном интервале);
- упрощенный алгоритм (более простой расчет на 30-минутном интервале);
- долговременный алгоритм, использующий ПДМД (точный расчет на 4-часовом интервале).

В таблице К.1 для сравнения приведены значения ошибок (в метрах) разномножения эфемерид центра масс, полученные в примере численного интегрирования методом Рунге-Кутты 4-го порядка с шагом 1 мин с одинаковыми исходными данными по точному, упрощенному и долговременному алгоритмам.

Таблица К.1 – Ошибки алгоритмов расчета координат на различных интервалах времени (в метрах)

Используемый алгоритм	Интервал интегрирования			
	5 мин	10 мин	15 мин	4 ч
Точный	0,13	0,18	0,25	>30
Упрощенный	0,03 – 0,42	0,04 – 0,56	0,05 – 0,77	>100
Долговременный	0,03 – 0,42	0,04 – 0,56	0,05 – 0,77	0,25 – 1

Диапазон значений ошибок, соответствующих упрощенному и долговременному алгоритмам в таблице К.1, обусловлен тем, что в зависимости от модификации НКА ГЛОНАСС в строках 10–12-го типов могут передаваться опорные или согласованные эфемериды (скорости и ускорения). В наземном комплексе управления траектории движения НКА рассчитываются по сложным моделям движения с учетом большого числа возмущающих воздействий. Опорные эфемериды являются точками этих траекторий на моменты времени t_b . Таким образом, опорные эфемериды обеспечивают максимально достижимую точность восстановления траектории НКА в моменты времени t_b . Однако в НАП для прогнозирования движения НКА используются значительно более простые модели, что при отклонении от моментов времени t_b приводит к росту методических ошибок прогнозирования. Согласованные эфемериды на те же моменты времени t_b

рассчитываются на основе опорных эфемерид таким образом, чтобы методические ошибки прогнозирования по более простым моделям движения, используемым в НАП, в среднем на интервале прогнозирования были минимальны.

В таблице К.1 нижняя граница значений соответствует передаче в строках 10–12-го типов согласованных эфемерид, верхняя – опорных. В перспективе все НКА будут передавать только согласованные эфемериды.

При передаче согласованных эфемерид погрешность расчета по точному алгоритму изменяется незначительно.

Рекомендуется на коротком интервале, например, ± 15 мин от времени t_b использовать упрощенный алгоритм, а на длительном интервале, например, от +15 мин до +4 ч использовать алгоритм с ПДМД.

Для вычисления ошибок в качестве эталонных координат использовались точные эфемериды, вычисленные международной службой глобальных навигационных спутниковых систем (International GNSS Service – IGS; <http://igs-ip.net/home>). Согласно информации, содержащейся на сайте IGS, максимальная ошибка точных эфемерид не превышает $\pm 2,5$ см относительно истинного положения НКА.

К.1 Точный алгоритм пересчета координат и составляющих вектора скорости центра масс НКА на заданный момент времени шкалы МДВ

К.1.1 Алгоритм расчета

Пересчет эфемерид потребителем с момента t_b шкалы МДВ на заданный момент времени t_i той же шкалы ($|\tau_i| = |t_i - t_b| < 15$ мин) проводится методом численного интегрирования дифференциальных уравнений движения центра масс НКА. В правых частях этих уравнений учитываются ускорения, определяемые геоцентрической константой гравитационного поля Земли с учетом атмосферы GM , зональным гармоническим коэффициентом второй степени J_2^0 , характеризующим полярное сжатие Земли, а также ускорениями от лунно-солнечных гравитационных возмущений. Эти уравнения движения определены в виде следующей системы:

$$\begin{aligned} \frac{dx_0}{dt} &= Vx_0, \\ \frac{dy_0}{dt} &= Vy_0, \\ \frac{dz_0}{dt} &= Vz_0, \\ \frac{dVx_0}{dt} &= -\hat{GM} \cdot \hat{x}_0 - \frac{3}{2} J_2^0 \hat{GM} \cdot \hat{x}_0 \rho^2 (1 - 5\hat{z}_0^2) + j_{x0c} + j_{x0л}, \\ \frac{dVy_0}{dt} &= -\hat{GM} \cdot \hat{y}_0 - \frac{3}{2} J_2^0 \hat{GM} \cdot \hat{y}_0 \rho^2 (1 - 5\hat{z}_0^2) + j_{y0c} + j_{y0л}, \\ \frac{dVz_0}{dt} &= -\hat{GM} \cdot \hat{z}_0 - \frac{3}{2} J_2^0 \hat{GM} \cdot \hat{z}_0 \rho^2 (3 - 5\hat{z}_0^2) + j_{z0c} + j_{z0л}, \end{aligned} \tag{K.1}$$

где $\hat{GM} = \frac{GM}{r_0^2}$; $\hat{x}_0 = \frac{x_0}{r_0}$; $\hat{y}_0 = \frac{y_0}{r_0}$; $\hat{z}_0 = \frac{z_0}{r_0}$; $\rho = \frac{a_e}{r_0}$;

$$r_0 = \sqrt{x_0^2 + y_0^2 + z_0^2};$$

$j_{x0c}, j_{y0c}, j_{z0c}$ – ускорения от солнечных гравитационных возмущений;

$j_{x0л}, j_{y0л}, j_{z0л}$ – ускорения от лунных гравитационных возмущений;

a_e – большая (экваториальная) полуось общеземного эллипсоида, $a_e = 6378136$ м;

GM – геоцентрическая константа гравитационного поля Земли с учетом атмосферы, $GM = (398600441,8 \pm 0,8) \cdot 10^6 \text{ м}^3/\text{с}^2$;

J_2^0 – зональный гармонический коэффициент второй степени, характеризующий полярное сжатие Земли, $J_2^0=1082625,75 \cdot 10^{-9}$.

Исходные данные, необходимые для пересчета эфемерид в соответствии с точным алгоритмом: N_4 – номер эфемеридного четырехлетнего периода; N_T – номер эфемеридных суток в эфемеридном четырехлетнем периоде; момент времени t_b из оперативной информации ГЛОНАСС; координаты и составляющие вектора скорости центра масс НКА на момент времени t_b из оперативной информации ГЛОНАСС; заданный момент времени t_i шкалы МДВ, на который необходимо пересчитать координаты и составляющие вектора скорости НКА.

Дифференциальные уравнения движения (К.1) интегрируются в прямоугольной инерциальной геоцентрической системе координат $OX_0Y_0Z_0$, начало которой O совпадает с началом координат системы ПЗ-90, ось OX_0 направлена в точку весеннего равноденствия, ось OZ_0 направлена на Северный полюс мира и совпадает с осью OZ системы ПЗ-90, ось OY_0 дополняет систему до правой.

Интегрирование осуществляется численным методом, например, методом Рунге-Кутты 4-го порядка.

Ускорения от лунных и солнечных гравитационных возмущений в инерциальной геоцентрической прямоугольной системе координат $OX_0Y_0Z_0$ вычисляются по формулам:

$$\begin{aligned} j_{x0k} &= \hat{G}_k \left[\frac{\xi_k - \hat{x}_k}{\Delta_k} - \xi_k \right], \\ j_{y0k} &= \hat{G}_k \left[\frac{\eta_k - \hat{y}_k}{\Delta_k} - \eta_k \right], \\ j_{z0k} &= \hat{G}_k \left[\frac{\mathfrak{Z}_k - \hat{z}_k}{\Delta_k} - \mathfrak{Z}_k \right], \end{aligned} \tag{K.2}$$

где $\hat{x}_k = \frac{x_0}{r_k}$; $\hat{y}_k = \frac{y_0}{r_k}$; $\hat{z}_k = \frac{z_0}{r_k}$; $\hat{G}_k = \frac{G_k}{r_k^2}$;

$$\Delta_k = \left[(\xi_k - \hat{x}_k)^2 + (\eta_k - \hat{y}_k)^2 + (\mathfrak{Z}_k - \hat{z}_k)^2 \right]^{3/2};$$

k – индекс возмущающего тела, $k = \langle \text{л} \rangle$ для Луны и $k = \langle \text{с} \rangle$ для Солнца;

ξ_k , η_k , \mathfrak{Z}_k , r_k – направляющие косинусы и удаление возмущающего тела в системе координат $OX_0Y_0Z_0$ на момент t_b ;

$G_{\text{л}}$ – константа гравитационного поля Луны, $G_{\text{л}}=4902,799 \cdot 10^9 \text{ м}^3 / \text{с}^2$;

$G_{\text{с}}$ – константа гравитационного поля Солнца, $G_{\text{с}}=13271244,0 \cdot 10^{13} \text{ м}^3 / \text{с}^2$.

Входящие в уравнения (К.2) направляющие косинусы и удаление Солнца $\xi_{\text{с}}$, $\eta_{\text{с}}$, $\mathfrak{Z}_{\text{с}}$, $r_{\text{с}}$ рассчитываются по алгоритму, приведенному в приложении У; величины $\xi_{\text{л}}$, $\eta_{\text{л}}$, $\mathfrak{Z}_{\text{л}}$, $r_{\text{л}}$ для Луны рассчитываются по следующим формулам¹:

$$\begin{aligned} \xi_{\text{л}} &= (\sin \vartheta_{\text{л}} \cos \Gamma' + \cos \vartheta_{\text{л}} \sin \Gamma') \xi_{11} + \\ &\quad + (\cos \vartheta_{\text{л}} \cos \Gamma' - \sin \vartheta_{\text{л}} \sin \Gamma') \xi_{12}, \\ \eta_{\text{л}} &= (\sin \vartheta_{\text{л}} \cos \Gamma' + \cos \vartheta_{\text{л}} \sin \Gamma') \eta_{11} + \\ &\quad + (\cos \vartheta_{\text{л}} \cos \Gamma' - \sin \vartheta_{\text{л}} \sin \Gamma') \eta_{12}, \\ \mathfrak{Z}_{\text{л}} &= (\sin \vartheta_{\text{л}} \cos \Gamma' + \cos \vartheta_{\text{л}} \sin \Gamma') \mathfrak{Z}_{11} + \\ &\quad + (\cos \vartheta_{\text{л}} \cos \Gamma' - \sin \vartheta_{\text{л}} \sin \Gamma') \mathfrak{Z}_{12}, \\ r_{\text{л}} &= a_{\text{л}} \cdot (1 - e_{\text{л}} \cos E_{\text{л}}), \end{aligned} \tag{К.3}$$

где $\sin \vartheta_{\text{л}} = \frac{\sqrt{1 - e_{\text{л}}^2} \sin E_{\text{л}}}{1 - e_{\text{л}} \cos E_{\text{л}}}$;

$$\cos \vartheta_{\text{л}} = \frac{\cos E_{\text{л}} - e_{\text{л}}}{1 - e_{\text{л}} \cos E_{\text{л}}};$$

$E_{\text{л}} = q_{\text{л}} + e_{\text{л}} \sin E_{\text{л}}$ – уравнение Кеплера для эксцентрической аномалии, решается методом итераций, начальное приближение $E_{\text{л}} = q_{\text{л}}$, пока $|E_{\text{л}} - E_{\text{л}}(\text{пред. шаг})|$ не будет меньше 10^{-8} ;

$$\xi_{11} = \sin \Omega_{\text{л}} \cdot \cos \Omega_{\text{л}} (1 - \cos i_{\text{л}});$$

$$\xi_{12} = 1 - \sin^2 \Omega_{\text{л}} (1 - \cos i_{\text{л}});$$

$$\eta_{11} = \xi^* \cdot \cos \varepsilon - \mathfrak{Z}^* \cdot \sin \varepsilon;$$

$$\eta_{12} = \xi_{11} \cdot \cos \varepsilon + \eta^* \cdot \sin \varepsilon;$$

$$\mathfrak{Z}_{11} = \xi^* \cdot \sin \varepsilon + \mathfrak{Z}^* \cdot \cos \varepsilon;$$

$$\mathfrak{Z}_{12} = \xi_{11} \cdot \sin \varepsilon - \eta^* \cdot \cos \varepsilon;$$

$$\xi^* = 1 - \cos^2 \Omega_{\text{л}} (1 - \cos i_{\text{л}});$$

$$\eta^* = \sin \Omega_{\text{л}} \cdot \sin i_{\text{л}};$$

$$\mathfrak{Z}^* = \cos \Omega_{\text{л}} \cdot \sin i_{\text{л}};$$

¹ Дубошин Г.Н. Небесная механика: Основные задачи и методы. М.: Наука, 1975; Абалакин В.К. Основы эфемеридной астрономии. М.: Наука, 1979.

$a_{\text{л}}$ – большая полуось орбиты Луны, $a_{\text{л}} = 3,84385243 \cdot 10^5$ км;

$e_{\text{л}}$ – эксцентриситет лунной орбиты, $e_{\text{л}} = 0,054900489$;

$i_{\text{л}}$ – среднее наклонение орбиты Луны к плоскости эклиптики,
 $i_{\text{л}} = 0,0898041080$ рад.

Параметры нутации Луны и Солнца на момент задания эфемерид ГЛОНАСС t_b вычисляются по следующим формулам:

- средняя аномалия Луны, рад:

$$q_{\text{л}} = 2,3555557435 + 8328,6914257190 \cdot T + 0,0001545547 \cdot T^2;$$

- средняя долгота восходящего узла Луны, рад:

$$\Omega_{\text{л}} = 2,1824391966 - 33,7570459536 \cdot T + 0,0000362262 \cdot T^2;$$

- средняя долгота перигея орбиты Луны, рад:

$$\Gamma' = 1,4547885346 + 71,0176852437 \cdot T - 0,0001801481 \cdot T^2;$$

- средний наклон эклиптики к экватору, рад:

$$\varepsilon = 0,4090926006 - 0,0002270711 \cdot T;$$

- время от эпохи 2000 года, 1 января, 12 ч (UTC(SU)) до момента задания эфемерид ГЛОНАСС (шкалы МДВ) t_b (в юлианских столетиях по 36525 эфемеридных суток):

$$T = (\text{JD0} + (t_b - 10800) / 86400 - 2451545,0) / 36525,$$

где JD0 – текущая юлианская дата на 0 часов шкалы МДВ, алгоритм расчета которой по данным, передаваемым в навигационном сообщении ГЛОНАСС, приведен в приложении Л;

t_b – момент по шкале МДВ, к которому привязаны эфемериды ГЛОНАСС, в секундах;

10800 – разница между московским декретным временем (шкалы МДВ) и всемирным координированным временем (UTC(SU)), в секундах;

2451545,0 – юлианская дата на 12 ч 1 января 2000 года (UTC(SU)).

Начальными условиями для интегрирования системы (К.1) являются координаты центра масс НКА $x_0(t_b)$, $y_0(t_b)$, $z_0(t_b)$ и составляющие его вектора скорости $\dot{x}_0(t_b)$, $\dot{y}_0(t_b)$, $\dot{z}_0(t_b)$ в инерциальной геоцентрической системе координат $OX_0Y_0Z_0$ на момент t_b шкалы МДВ. Эти начальные условия вычисляются путем пересчета передаваемых в навигационном сообщении координат $x(t_b)$, $y(t_b)$, $z(t_b)$ и составляющих вектора скорости $\dot{x}(t_b)$, $\dot{y}(t_b)$, $\dot{z}(t_b)$ центра масс НКА в связанной с Землей системе координат ПЗ-90. Пересчет осуществляется по следующим формулам:

$$\begin{aligned}
 x_0(t_b) &= x(t_b) \cdot \cos(S(t_b)) - y(t_b) \cdot \sin(S(t_b)), \\
 y_0(t_b) &= x(t_b) \cdot \sin(S(t_b)) + y(t_b) \cdot \cos(S(t_b)), \\
 z_0(t_b) &= z(t_b), \\
 \dot{x}_0(t_b) &= \dot{x}(t_b) \cdot \cos(S(t_b)) - \dot{y}(t_b) \cdot \sin(S(t_b)) - \omega_3 \cdot y_0(t_b), \\
 \dot{y}_0(t_b) &= \dot{x}(t_b) \cdot \sin(S(t_b)) + \dot{y}(t_b) \cdot \cos(S(t_b)) + \omega_3 \cdot x_0(t_b), \\
 \dot{z}_0(t_b) &= \dot{z}(t_b), \\
 S(t_b) &= \text{GST} + \omega_3 \cdot (t_b - 10800),
 \end{aligned}
 \tag{К.4}$$

где ω_3 – средняя угловая скорость вращения Земли относительно точки весеннего равноденствия, $\omega_3 = 7,2921151467 \cdot 10^{-5}$ рад/с;

GST – истинное звездное время по Гринвичу (в радианах).

После интегрирования, полученные в инерциальной системе координат $Ox_0Y_0Z_0$ координаты центра масс $x_0(t_i)$, $y_0(t_i)$, $z_0(t_i)$ и составляющие его вектора скорости $\dot{x}_0(t_i)$, $\dot{y}_0(t_i)$, $\dot{z}_0(t_i)$, могут быть пересчитаны в связанную с Землей систему ПЗ-90 Ox_{uz} по формулам:

$$\begin{aligned}
 x(t_i) &= x_0(t_i) \cdot \cos(S(t_i)) + y_0(t_i) \cdot \sin(S(t_i)), \\
 y(t_i) &= -x_0(t_i) \cdot \sin(S(t_i)) + y_0(t_i) \cdot \cos(S(t_i)), \\
 z(t_i) &= z_0(t_i), \\
 \dot{x}(t_i) &= \dot{x}_0(t_i) \cdot \cos(S(t_i)) + \dot{y}_0(t_i) \cdot \sin(S(t_i)) + \omega_3 \cdot y(t_i), \\
 \dot{y}(t_i) &= -\dot{x}_0(t_i) \cdot \sin(S(t_i)) + \dot{y}_0(t_i) \cdot \cos(S(t_i)) - \omega_3 \cdot x(t_i), \\
 \dot{z}(t_i) &= \dot{z}_0(t_i), \\
 S(t_i) &= \text{GST} + \omega_3 \cdot (t_i - 10800).
 \end{aligned} \tag{K.5}$$

Координаты и составляющие вектора скорости (K.5) центра масс j -го НКА на заданный момент t_i шкалы МДВ определяются в том положении вращающейся системы координат ПЗ-90, которое она занимает в тот же момент t_i . Но координаты и составляющие вектора скорости потребителя необходимо определять в том положении вращающейся геоцентрической прямоугольной пространственной системы координат ПЗ-90, которое она займет через время распространения сигнала. Эти особенности необходимо учитывать при обработке измерений в НАП.

Примечания

1 Ускорения $j_{x0л}$, $j_{y0л}$, $j_{z0л}$, $j_{x0с}$, $j_{y0с}$, $j_{z0с}$ в уравнении (K.1) могут быть приняты постоянными и вычисляться 1 раз на момент t_b формулам (K.2) или исключены из формулы (K.1) с последующим добавлением к результатам интегрирования поправок:

$$\begin{aligned}
 \Delta x &= (j_{x0л} + j_{x0с}) \cdot \tau^2 / 2, \quad \Delta y = (j_{y0л} + j_{y0с}) \cdot \tau^2 / 2, \quad \Delta z = (j_{z0л} + j_{z0с}) \cdot \tau^2 / 2; \\
 \Delta \dot{x} &= (j_{x0л} + j_{x0с}) \cdot \tau, \quad \Delta \dot{y} = (j_{y0л} + j_{y0с}) \cdot \tau, \quad \Delta \dot{z} = (j_{z0л} + j_{z0с}) \cdot \tau; \\
 \tau &= t_i - t_b.
 \end{aligned}$$

Увеличение ошибок размножения эфемерид при этом не превышает 10%.

2 Направляющие косинусы $\xi_{o_k}, \eta_{o_k}, \zeta_{o_k}$ могут вычисляться по формулам (К.3) или передаваться извне.

3 Начало гринвичской (правой) системы координат – в центре масс Земли, ось z направлена по оси вращения Земли к среднему северному полюсу эпохи 1900–1905 годов, а ось x – в точку пересечения гринвичского меридиана с плоскостью экватора.

4 Для расчета эфемерид центра масс НКА на заданный момент t_i шкалы МДВ можно использовать проекции ускорений $\ddot{x}(t_b), \ddot{y}(t_b), \ddot{z}(t_b)$ на оси гринвичской геоцентрической системы координат, которые передаются в строках навигационного сообщения. Перед интегрированием системы дифференциальных уравнений (К.1) эти ускорения должны быть переведены в прямоугольную инерциальную геоцентрическую систему координат $Ox_0Y_0Z_0$ по формулам:

$$(J_{x0л} + J_{x0с}) = \ddot{x}(t_b) \cdot \cos(S) - \ddot{y}(t_b) \cdot \sin(S);$$

$$(J_{y0л} + J_{y0с}) = \ddot{x}(t_b) \cdot \sin(S) + \ddot{y}(t_b) \cdot \cos(S);$$

$$(J_{z0л} + J_{z0с}) = \ddot{z}(t_b).$$

Увеличение ошибок размножения эфемерид по сравнению с расчетами лунно-солнечных ускорений по формулам (К.2) не превышает 25%.

5 Вместо истинного звездного времени по Гринвичу GST, в формулах (К.4) и (К.5) допускается использовать среднее звездное время по Гринвичу GMST, вычисляемое по методике, приведенной в приложении Л.

К.1.2 Пример пересчета эфемерид центра масс НКА на заданный момент t_i по шкале МДВ по точному алгоритму

Заданы эфемериды НКА системы ГЛОНАСС в системе ПЗ-90.11 на момент времени $t_b = 11700$ даты 07.09.2012 ($N_T = 251, N_4 = 5$) шкалы МДВ, представленные в таблице:

$x(t_b) = 7003,008789$ км	$y(t_b) = -12206,626953$ км	$z(t_b) = 21280,765625$ км
$\dot{x}(t_b) = 0,7835417$ км/с	$\dot{y}(t_b) = 2,8042530$ км/с	$\dot{z}(t_b) = 1,3525150$ км/с

Требуется рассчитать эфемериды НКА в системе ПЗ-90.11 на момент времени $t_i = 12300$ с даты 07.09.2012 ($N_T = 251$, $N_4 = 5$) шкалы МДВ.

Результаты пересчета эфемерид НКА ГЛОНАСС по точному алгоритму в системе ПЗ-90.11 с момента времени t_b на момент времени t_i шкалы МДВ приведены в таблице:

$x(t_i) = 7523,174819$ км	$y(t_i) = -10506,961965$ км	$z(t_i) = 21999,239413$ км
$\dot{x}(t_i) = 0,950126007$ км/с	$\dot{y}(t_i) = 2,855687825$ км/с	$\dot{z}(t_i) = 1,040679862$ км/с

На интервале пересчета использовались значения лунно-солнечных ускорений, рассчитанные на момент времени t_b в системе ПЗ-90.11:

$J_{x0л}(t_i) = -5,035590 \cdot 10^{-10}$ км/с ²	$J_{y0л}(t_i) = 7,379024 \cdot 10^{-10}$ км/с ²	$J_{z0л}(t_i) = -1,648033 \cdot 10^{-9}$ км/с ²
$J_{x0с}(t_i) = 4,428827 \cdot 10^{-10}$ км/с ²	$J_{y0с}(t_i) = 3,541631 \cdot 10^{-10}$ км/с ²	$J_{z0с}(t_i) = -8,911601 \cdot 10^{-10}$ км/с ²

Расчет текущей юлианской даты JD0 и среднего звездного времени по Гринвичу GMST по номеру $N_T^{\text{тек}}$ текущих суток и номеру $N_4^{\text{тек}}$ текущего четырехлетия, используемых в алгоритме, приведен в приложении Л.

Для $N_T^{\text{тек}} = 251$, $N_4^{\text{тек}} = 5$: JD0 = 2456177,5; GMST = 29191,442830.

К.2 Упрощенный алгоритм пересчета координат и составляющих вектора скорости центра масс НКА на заданный момент времени шкалы МДВ

К.2.1 Алгоритм расчета

Пересчет координат и составляющих вектора скорости центра масс НКА с момента времени t_b на заданный момент t_i шкалы МДВ производится численным интегрированием следующих дифференциальных уравнений движения центра масс НКА в системе ПЗ-90:

$$\frac{dx}{dt} = V_x,$$

$$\frac{dy}{dt} = V_y,$$

$$\frac{dz}{dt} = V_z,$$

$$\frac{dV_x}{dt} = -\frac{GM}{r^3}x - \frac{3}{2}J_2^0 \frac{GM \cdot a_e^2}{r^5}x \left(1 - 5\frac{z^2}{r^2}\right) + \omega_3^2 x + 2\omega_3 V_y + \ddot{x},$$

$$\frac{dV_y}{dt} = -\frac{GM}{r^3}y - \frac{3}{2}J_2^0 \frac{GM \cdot a_e^2}{r^5}y \left(1 - 5\frac{z^2}{r^2}\right) + \omega_3^2 y - 2\omega_3 V_x + \ddot{y},$$

$$\frac{dV_z}{dt} = -\frac{GM}{r^3}z - \frac{3}{2}J_2^0 \frac{GM \cdot a_e^2}{r^5}z \left(3 - 5\frac{z^2}{r^2}\right) + \ddot{z},$$

где $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$;

a_e – большая (экваториальная) полуось общеземного эллипсоида, $a_e = 6378136$ м;

GM – геоцентрическая константа гравитационного поля Земли с учетом атмосферы, $GM = (398600441,8 \pm 0,8) \cdot 10^6$ м³/с²;

J_2^0 – зональный гармонический коэффициент второй степени, $J_2^0 = 1082625,75 \cdot 10^{-9}$;

ω_3 – средняя угловая скорость вращения Земли относительно точки весеннего равноденствия, $\omega_3 = 7,2921151467 \cdot 10^{-5}$ рад/с.

Начальными условиями для интегрирования дифференциальных уравнений в упрощенном алгоритме являются координаты $x = x(t_b)$, $y = y(t_b)$, $z = z(t_b)$, составляющие вектора скорости $V_x = \dot{x}(t_b)$, $V_y = \dot{y}(t_b)$, $V_z = \dot{z}(t_b)$ и возмущающие ускорения \ddot{x} , \ddot{y} , \ddot{z} центра масс НКА на момент t_b , шкалы МДВ, передаваемые в навигационном сообщении.

Возмущающие ускорения \ddot{x} , \ddot{y} , \ddot{z} являются постоянными величинами на интервале ± 15 мин относительно момента t_b .

В качестве метода численного интегрирования можно использовать, например, метод Рунге-Кутты 4-го порядка.

Для исключения влияния скачкообразных изменений значения t_i при прохождении границы, разделяющей сутки, интегрирование следует начинать в момент t_b и заканчивать в момент t'_i , определяемый по формуле

$$t'_i = t_i - \left\langle \frac{t_i - t_b}{86400} \right\rangle \cdot 86400,$$

где $\langle x \rangle$ – операция вычисление целого, ближайшего к x ;

t_i , t_b и t'_i – в секундах.

К.2.2 Пример пересчета координат и составляющих вектора скорости центра масс НКА на заданный момент времени t_i шкалы МДВ по упрощенному алгоритму

Заданы координаты, составляющие вектора скорости и возмущающие ускорения центра масс НКА в системе ПЗ-90 на момент $t_b = 11700$ даты 07.09.2012 шкалы МДВ:

$x(t_b) = 7003,008789$ км	$y(t_b) = -12206,626953$ км	$z(t_b) = 21280,765625$ км
$\dot{x}(t_b) = 0,7835417$ км/с	$\dot{y}(t_b) = 2,8042530$ км/с	$\dot{z}(t_b) = 1,3525150$ км/с
$\ddot{x}(t_b) = 0$ км/с ²	$\ddot{y}(t_b) = 1,7 \cdot 10^{-9}$ км/с ²	$\ddot{z}(t_b) = -5,41 \cdot 10^{-9}$ км/с ²

Требуется рассчитать координаты и составляющие вектора скорости центра масс НКА в системе ПЗ-90 на момент $t_i = 12300$ даты 07.09.2012 шкалы МДВ по упрощенному алгоритму.

Результат:

$x(t_i) = 7523,174853$ км	$y(t_i) = -10506,962176$ км	$z(t_i) = 21999,239866$ км
$\dot{x}(t_i) = 0,95012609$ км/с	$\dot{y}(t_i) = 2,85568710$ км/с	$\dot{z}(t_i) = 1,04068137$ км/с

К.3 Алгоритм пересчета координат и составляющих вектора скорости центра масс НКА на заданный момент времени шкалы МДВ с использованием параметров долговременной модели движения

К.3.1 Алгоритм расчета

Пересчет координат и составляющих вектора скорости центра масс НКА с момента времени t_b на заданный момент t_i шкалы МДВ с учетом ПДМД производится численным интегрированием (далее – долговременный алгоритм) следующих дифференциальных уравнений движения центра масс НКА в системе ПЗ-90.11:

$$\begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= V_x, \\ \frac{dy}{dt} &= V_y, \\ \frac{dz}{dt} &= V_z, \\ \frac{dV_x}{dt} &= -\frac{GM}{r^3}x - \frac{3}{2}J_2^0 \frac{GM \cdot a_e^2}{r^5} x \left(1 - 5\frac{z^2}{r^2}\right) + \omega_3^2 x + 2\omega_3 V_y + \ddot{x} + a_x, \\ \frac{dV_y}{dt} &= -\frac{GM}{r^3}y - \frac{3}{2}J_2^0 \frac{GM \cdot a_e^2}{r^5} y \left(1 - 5\frac{z^2}{r^2}\right) + \omega_3^2 y - 2\omega_3 V_x + \ddot{y} + a_y, \\ \frac{dV_z}{dt} &= -\frac{GM}{r^3}z - \frac{3}{2}J_2^0 \frac{GM \cdot a_e^2}{r^5} z \left(3 - 5\frac{z^2}{r^2}\right) + \ddot{z} + a_z, \end{aligned}$$

где $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$;

$$a_x = \Delta a_{x0} + a_{x1}(t - t_b) + a_{x2}(t - t_b)^2 + a_{x3}(t - t_b)^3 + a_{x4}(t - t_b)^4;$$

$$a_y = \Delta a_{y0} + a_{y1}(t - t_b) + a_{y2}(t - t_b)^2 + a_{y3}(t - t_b)^3 + a_{y4}(t - t_b)^4;$$

$$a_z = \Delta a_{z0} + a_{z1}(t - t_b) + a_{z2}(t - t_b)^2 + a_{z3}(t - t_b)^3 + a_{z4}(t - t_b)^4;$$

a_e – большая (экваториальная) полуось общеземного эллипсоида, $a_e = 6378136$ м;

GM – геоцентрическая константа гравитационного поля Земли с учетом атмосферы, $GM = (398600441,8 \pm 0,8) \cdot 10^6 \text{ м}^3/\text{с}^2$;

J_2^0 – зональный гармонический коэффициент 2-й степени, $J_2^0 = 1082625,75 \cdot 10^{-9}$;

ω_3 – средняя угловая скорость вращения Земли относительно точки весеннего равноденствия, $\omega_3 = 7,2921151467 \cdot 10^{-5}$ рад/с.

Исходными данными, необходимыми для пересчета координат и составляющих вектора скорости центра масс НКА в соответствии с долговременным алгоритмом, являются координаты $x = x(t_b)$, $y = y(t_b)$, $z = z(t_b)$, составляющие вектора скорости $V_x = \dot{x}(t_b)$, $V_y = \dot{y}(t_b)$, $V_z = \dot{z}(t_b)$ центра масс НКА на момент t_b , возмущающие ускорения \ddot{x} , \ddot{y} , \ddot{z} , а также ПДМД. ПДМД являются коэффициентами полиномов 4-й степени, которые позволяют вычислять дополнительные ускорения $a_x(t, t_b)$, $a_y(t, t_b)$, $a_z(t, t_b)$. Координаты, составляющие вектора скорости на момент t_b и возмущающие ускорения передаются в составе строк 10, 11 и 12 типа. ПДМД передаются в строках 31- и 32-го типов. Возмущающие ускорения \ddot{x} , \ddot{y} , \ddot{z} и ПДМД являются постоянными величинами на интервале +4 ч относительно момента t_b .

В качестве метода численного интегрирования можно использовать, например, метод Рунге-Кутты 4-го порядка.

Для исключения влияния скачкообразных изменений значения t_i при прохождении границы, разделяющей сутки, интегрирование следует начинать в момент t_b и заканчивать в момент t'_i :

$$t'_i = t_i - \left\langle \frac{t_i - t_b}{86400} \right\rangle \cdot 86400,$$

где $\langle x \rangle$ – операция вычисления целого, ближайшего к x ;

t_i , t_b и t'_i – в секундах.

К.3.2 Пример пересчета координат и составляющих вектора скорости центра масс НКА на заданный момент времени t_i шкалы МДВ по алгоритму с использованием параметров долговременной модели движения

Заданы координаты, составляющие вектора скорости, возмущающие ускорения центра масс НКА, а также ПДМД в системе ПЗ-90.11 на момент $t_b = 30600$ даты 12.01.2013 шкалы МДВ:

$$\begin{aligned}
 x(t_b) &= 2290,0216875 && \text{км} \\
 \dot{x}(t_b) &= -0,43945587147 && \text{км/с} \\
 \ddot{x}(t_b) &= -2,2591848392 \cdot 10^{-9} && \text{км/с}^2 \\
 \Delta a_{x0}(t_b) &= -1,3642421 \cdot 10^{-12} && \text{км/с}^2 \\
 a_{x1}(t_b) &= -1,6237011735 \cdot 10^{-13} && \text{км/с}^3 \\
 a_{x2}(t_b) &= 1,7485470537 \cdot 10^{-16} && \text{км/с}^4 \\
 a_{x3}(t_b) &= -1,0455562943 \cdot 10^{-20} && \text{км/с}^5 \\
 a_{x4}(t_b) &= 5,3011452831 \cdot 10^{-26} && \text{км/с}^6 \\
 \\
 y(t_b) &= 19879,8775810 && \text{км} \\
 \dot{y}(t_b) &= 2,12254652940 && \text{км/с} \\
 \ddot{y}(t_b) &= 2,4629116524 \cdot 10^{-9} && \text{км/с}^2 \\
 \Delta a_{y0}(t_b) &= 1,1368684 \cdot 10^{-12} && \text{км/с}^2 \\
 a_{y1}(t_b) &= 1,2870815524 \cdot 10^{-12} && \text{км/с}^3 \\
 a_{y2}(t_b) &= 2,6054733458 \cdot 10^{-17} && \text{км/с}^4 \\
 a_{y3}(t_b) &= -2,2786344334 \cdot 10^{-20} && \text{км/с}^5 \\
 a_{y4}(t_b) &= 1,0112818152 \cdot 10^{-24} && \text{км/с}^6 \\
 \\
 z(t_b) &= 15820,0775420 && \text{км} \\
 \dot{z}(t_b) &= -2,61032191480 && \text{км/с} \\
 \ddot{z}(t_b) &= -3,3505784813 \cdot 10^{-9} && \text{км/с}^2 \\
 \Delta a_{z0}(t_b) &= -1,5916158 \cdot 10^{-12} && \text{км/с}^2 \\
 a_{z1}(t_b) &= -1,3594680937 \cdot 10^{-13} && \text{км/с}^3 \\
 a_{z2}(t_b) &= -1,5930995672 \cdot 10^{-17} && \text{км/с}^4 \\
 a_{z3}(t_b) &= 1,1662419456 \cdot 10^{-20} && \text{км/с}^5 \\
 a_{z4}(t_b) &= -5,5518137243 \cdot 10^{-25} && \text{км/с}^6.
 \end{aligned}$$

Требуется рассчитать координаты и составляющие вектора скорости центра масс НКА в системе ПЗ-90.11 на момент $t_i = 45000$ даты 12.01.2013 шкалы МДВ по алгоритму с использованием ПДМД.

Результат:

$$\begin{aligned}x(t_b) &= -5994,7163090 \quad \text{км} \\ \dot{x}(t_b) &= -2,21922119660 \quad \text{км/с} \\ \\ y(t_b) &= 9242,4696773 \quad \text{км} \\ \dot{y}(t_b) &= -2,24157215710 \quad \text{км/с} \\ \\ z(t_b) &= -22981,9999270 \quad \text{км} \\ \dot{z}(t_b) &= -0,32535557997 \quad \text{км/с}\end{aligned}$$

К.4 Учет вращения системы координат ПЗ-90

Результатами численного интегрирования дифференциальных уравнений по точному, упрощенному и долговременному алгоритмам являются координаты и составляющие вектора скорости центра масс НКА на заданный момент t_i шкалы МДВ в том положении вращающейся системы координат ПЗ-90, которое она занимает в тот же момент t_i . Однако координаты и составляющие вектора скорости потребителя необходимо определять в том положении вращающейся системы координат ПЗ-90, которое она займет через время распространения сигнала. Поэтому координаты и составляющие вектора скорости центра масс НКА, полученные по точному, упрощенному и долговременному алгоритмам, необходимо пересчитывать из положения вращающейся системы ПЗ-90, которое она занимает в момент времени t_i , в то ее положение, которое она займет через время распространения сигнала.

Для объектов, движущихся со скоростью менее 5 км/с соответствующим пересчетом составляющих вектора скорости центра масс НКА можно пренебречь.

Приложение Л

Алгоритм расчета текущей юлианской даты JD0, даты григорианского календаря и среднего звездного времени по Гринвичу GMST

Исходными данными для расчета текущей юлианской даты JD0, даты григорианского календаря и среднего звездного времени по Гринвичу GMST являются номер $N_4^{\text{тек}}$ текущего четырехлетия и номер $N_T^{\text{тек}}$ текущих суток, счет которых должен осуществляться в НАП по шкале ШВП (см. приложения Е и Ж).

Ниже приведен алгоритм пересчета значений $N_4^{\text{тек}}$ и $N_T^{\text{тек}}$ в текущую юлианскую дату JD0, общепринятую дату григорианского календаря и среднее звездное время по Гринвичу GMST.

1 Вычисляется текущая юлианская дата на 0 часов шкалы МДВ:

$$JD0 = 1461 \cdot (N_4^{\text{тек}} - 1) + N_T^{\text{тек}} + 2450082,5 - (N_T^{\text{тек}} - 3) / 25 + C_1 + C_2,$$

где $C_1 = 44195$ – константа, которая должна использоваться после окончания 2119 года по МДВ (после первого сброса в навигационном сообщении значения N_4 в единицу);

$C_2 = 45290$ – константа, которая должна использоваться после окончания 2239 года по МДВ (после второго сброса в навигационном сообщении значения N_4 в единицу).

Вышеприведенная формула для вычисления JD0 может использоваться до 2364 года.

2 Вычисляется номер юлианского дня для текущей даты:

$$JDN = JD0 + 0,5.$$

3 Рассчитываются промежуточные коэффициенты:

$$a = JDN + 32044;$$

$$b = (4a + 3) / 146097;$$

$$c = a - (146097b) / 4;$$

$$d = (4c + 3) / 1461;$$

$$e = c - (1461d) / 4;$$

$$m = (5e + 2) / 153.$$

4 Вычисляется день, месяц и год по григорианскому календарю:

$$\text{Day} = e - (153m + 2) / 5 + 1;$$

$$\text{Month} = m + 3 - 12 \cdot (m / 10);$$

$$\text{Year} = 100b + d - 4800 + (m / 10).$$

Все операции деления целочисленные, дробная часть отбрасывается. Поэтому, например, $12 \cdot (m / 10)$ в формуле для вычисления месяца не следует вычислять как $(12 \cdot m) / 10$.

5 День недели рассчитывается как остаток от деления JDN на 7. При этом 0 соответствует понедельнику, 1 – вторнику, и так далее.

6 Среднее звездное время по Гринвичу GMST, рад, вычисляется по формуле

$$\begin{aligned} \text{GMST} = \text{ERA} + 0,0000000703270726 + 0,0223603658710194 \cdot T_{\Delta} + \\ + 0,0000067465784654 \cdot T_{\Delta}^2 - 0,0000000000021332 \cdot T_{\Delta}^3 - \\ - 0,0000000001452308 \cdot T_{\Delta}^4 - 0,0000000000001784 \cdot T_{\Delta}^5, \end{aligned}$$

где ERA – угол поворота Земли, рад,

$$\text{ERA} = 2\pi \cdot (0,7790572732640 + 1,00273781191135448 \cdot (\text{JD0} - 2451545,0));$$

T_{Δ} – время от эпохи 2000 года 1 января, 12 ч (UTC(SU)) до текущей эпохи в юлианских столетиях по 36525 эфемеридных суток,

$$T_{\Delta} = (\text{JD0} - 2451545,0) / 36525.$$

Ниже приведен пример пересчета номера $N_T^{\text{тек}}$ текущих суток и номера $N_4^{\text{тек}}$ текущего четырехлетия, определяемых на ШВП, в текущую юлианскую дату JD0, дату григорианского календаря и среднее звездное время по Гринвичу GMST.

Задано:

$$N_T^{\text{тек}} = 251 - \text{номер текущих суток в четырехлетнем периоде};$$

$$N_4^{\text{тек}} = 5 - \text{номер текущего четырехлетнего периода}.$$

Результат:

$JD0 = 2456177,5;$

$JDN = 2456178;$

$Day = 7;$

$Month = 9;$

$Year = 2012;$

$GMST = 29191,442830.$

Приложение М

Алгоритм определения мгновенных геодезических координат X_p , Y_p условного Северного полюса Земли (Conventional International Origin for the Polar Motion) на поверхности референц-эллипсоида ПЗ-90

Использование ПЗ3 описано в руководящем документе РД50-25645.325–89.

Приложение Н

Алгоритм расчета координат и составляющих вектора скорости центра масс НКА по данным альманаха

Алгоритм расчета координат и составляющих вектора скорости центра масс НКА по данным альманаха системы (АС) используется потребителем для определения номеров НКА, находящихся в зоне видимости, прогнозирования входа НКА в зону видимости, расчета целеуказаний для вхождения в связь с выбранным НКА. Методические погрешности расчетов по данным альманаха ГЛОНАСС представлены в таблице Н.1.

Таблица Н.1 – Погрешности прогнозирования положения и скорости НКА по данным альманаха ГЛОНАСС

Интервал прогноза\параметр	1 сутки	2 суток	5 суток	15 суток	30 суток	2 месяца	3 месяца
Максимальное значение модуля вектора погрешности по положению, км	2,5	4	7	16	25	60	120
Среднеквадратическое значение проекции вектора погрешности положения на линию визирования «НКА – потребитель», км	0,5	0,8	2,5	6	11	25	51
Максимальное значение модуля вектора погрешности по скорости, м/с	0,5	0,8	1	2	3	8	25
Среднеквадратическое значение проекции вектора погрешности скорости на линию визирования «НКА – потребитель», м/с	0,1	0,2	0,6	1,3	2,5	5	10

Исходными данными для расчета координат и составляющих вектора скорости центра масс НКА являются время t_i по шкале МДВ и данные альманаха, передаваемые в навигационном сообщении.

Н.1 Алгоритм расчета координат и составляющих вектора скорости центра масс НКА по данным альманаха на заданный прогнозный момент времени t_i в секундах по шкале МДВ, расположенный на сутках с календарным номером N внутри четырехлетнего периода

Индекс j номера НКА в приводимом ниже алгоритме для простоты опущен.

1 Определяется интервал прогноза $\Delta t_{\text{пр}}$ в секундах:

$$\Delta t_{\text{пр}} = \Delta N_A \cdot 86400 + (t_i - t_{\lambda_A}),$$

где
$$\Delta N_A = \begin{cases} N - N_A - \left\langle \left\langle \frac{N - N_A}{1461} \right\rangle \right\rangle \cdot 1461 & \text{если } N_4 \neq 27, \\ N - N_A - \left\langle \left\langle \frac{N - N_A}{1460} \right\rangle \right\rangle \cdot 1460 & \text{если } N_4 = 27; \end{cases}$$

N – календарный номер суток внутри четырехлетнего периода, начиная с високосного года, на которых находится заданный момент времени t_i в секундах по шкале МДВ;

N_A – календарный номер суток по шкале МДВ внутри четырехлетнего интервала, передаваемый НКА в составе неоперативной информации;

$\langle \langle x \rangle \rangle$ – вычисление целого, ближайшего к x .

2 Рассчитывается количество целых витков W на интервале прогноза:

$$W = \left\langle \frac{\Delta t_{\text{пр}}}{T_{\text{ср}} + \Delta T_A} \right\rangle,$$

где $\langle x \rangle$ – выделение целой части x ;

$T_{\text{ср}}$ – номинальное значение периода обращения НКА, в секундах ($T_{\text{ср}}$ определено в интерфейсе соответствующего сигнала).

ΔT_A – поправка к среднему значению драконического периода обращения.

3 Определяется текущее наклонение:

$$i = \left(\frac{i_{\text{cp}}}{180^\circ} + \Delta i_A \right) \cdot \pi \text{ рад},$$

где i_{cp} – определено в ИКД соответствующего сигнала;

Δi_A – поправка к среднему значению наклонения орбиты.

4 Определяются средний драконический период на витке $W+1$ и среднее движение:

$$\begin{aligned} T_{\text{др}} &= T_{\text{cp}} + \Delta T_A + (2W + 1) \cdot \dot{\Delta T}_A, \\ n &= 2\pi / T_{\text{др}}, \end{aligned}$$

где ΔT_A – поправка к среднему значению драконического периода обращения;

$\dot{\Delta T}_A$ – половинная скорость изменения драконического периода.

5 Методом последовательных приближений $m = 0, 1, 2, \dots$ рассчитывается большая полуось орбиты a :

$$a^{(m+1)} = \sqrt[3]{\left(\frac{T_{\text{оск}}^{(m)}}{2\pi} \right)^2 \cdot GM};$$

$$p^{(m+1)} = a^{(m+1)} (1 - (\varepsilon_A)^2);$$

$$T_{\text{оск}}^{(m+1)} = \frac{T_{\text{др}}}{1 - \frac{3}{2} \cdot J_2^0 \left(\frac{a_e}{p^{(m+1)}} \right)^2 \left[\left(2 - \frac{5}{2} \cdot \sin^2 i \right) \cdot \frac{(1 - (\varepsilon_A)^2)^{3/2}}{(1 + \varepsilon_A \cdot \cos(\omega_A \pi))^2} + \frac{(1 + \varepsilon_A \cdot \cos(\omega_A \pi))^3}{1 - (\varepsilon_A)^2} \right]},$$

где GM – геоцентрическая константа гравитационного поля Земли с учетом атмосферы, $GM = (398600441,8 \pm 0,8) \times 10^6 \text{ м}^3/\text{с}^2$ (см. таблицу 4.1);

ε_A – эксцентриситет орбиты НКА на момент времени t_{λ_A} ;

a_e – большая (экваториальная) полуось общеземного эллипсоида ПЗ-90, $a_e = 6378136 \text{ м}$ (см. таблицу 4.1);

J_2^0 – зональный гармонический коэффициент второй степени, $J_2^0 = 1082,62575 \cdot 10^{-6}$ (см. таблицу 4.1);

ω_A – аргумент перигея орбиты на момент времени t_{λ_A} .

В качестве начального приближения принимается $T_{\text{оск}}^{(0)} = T_{\text{др}}$. Итерационный процесс заканчивается, когда $|a^{(m+1)} - a^{(m)}| \leq 1$ см.

6 Определяются текущие значения долготы восходящего узла орбиты и аргумента перигея с учетом их векового движения под влиянием сжатия Земли:

$$\lambda = \lambda_A \cdot \pi - \left\{ \omega_3 + \frac{3}{2} J_2^0 \cdot n \cdot \left(\frac{a_e}{p} \right)^2 \cos i \right\} \Delta t_{\text{пр}};$$

$$\omega = \omega_A \cdot \pi - \frac{3}{4} J_2^0 n \left(\frac{a_e}{p} \right)^2 (1 - 5 \cos^2 i) \cdot \Delta t_{\text{пр}},$$

где ω_3 – угловая скорость вращения Земли, $\omega_3 = 7,2921150 \cdot 10^{-5}$ рад/с (см. таблицу 4.1).

7 Рассчитывается значение средней долготы на момент прохождения текущего восходящего узла:

$$L_1 = \omega + E_0 - \varepsilon_A \sin E_0,$$

где $E_0 = -2 \cdot a \tan \left(\sqrt{\frac{1 - \varepsilon_A}{1 + \varepsilon_A}} \cdot \tan \frac{\omega}{2} \right).$

8 Определяется текущее значение средней долготы НКА:

$$L = L_1 + n(\Delta t_{\text{пр}} - (T_{\text{ср}} + \Delta T_A)W - \Delta \dot{T}_A W^2).$$

9 Параметры a , ε_A , i , λ , ω , L корректируются с учетом периодических возмущений от сжатия Земли по формулам:

$$\begin{aligned} a' &= a + \delta a_2 - \delta a_1 \\ \varepsilon' &= \sqrt{h'^2 + l'^2} \\ i' &= i + \delta i_2 - \delta i_1 \\ \lambda' &= \lambda + \delta \lambda_2 - \delta \lambda_1, \\ \omega' &= a \tan \frac{h'}{l'} \\ L' &= L + \delta L_2 - \delta L_1 \end{aligned}$$

где $h' = h + \delta h_2 - \delta h_1$;

$$l' = l + \delta l_2 - \delta l_1;$$

$$h = \varepsilon_A \sin \omega;$$

$$l = \varepsilon_A \cos \omega.$$

Величины δa_k , δh_k , δl_k , δi_k , $\delta \lambda_k$, δL_k , для $k = 1, 2$ рассчитываются по формулам

$$B = \frac{3}{2} J_2^0 \left(\frac{a_e}{a} \right)^2,$$

$$\begin{aligned} \frac{\delta a_k}{a} &= 2B \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 i \right) (1 \cdot \cos L_k + h \cdot \sin L_k) + \\ &+ B \sin^2 i \left(\frac{1}{2} h \cdot \sin L_k - \frac{1}{2} l \cdot \cos L_k + \cos 2L_k + \frac{7}{2} l \cdot \cos 3L_k + \frac{7}{2} h \cdot \sin 3L_k \right), \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \delta h_k &= B \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 i \right) \left[\sin L_k + \frac{3}{2} l \cdot \sin 2L_k - \frac{3}{2} h \cdot \cos 2L_k \right] - \frac{1}{4} B \sin^2 i \times \\ &\times \left[\sin L_k - \frac{7}{3} \sin 3L_k + 5l \cdot \sin 2L_k - \frac{17}{2} l \cdot \sin 4L_k + \frac{17}{2} h \cdot \cos 4L_k + h \cdot \cos 2L_k \right] + \\ &+ \left(-\frac{1}{2} B \cos^2 i \cdot l \cdot \sin 2L_k \right), \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \delta l_k &= B \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 i \right) \left[\cos L_k + \frac{3}{2} l \cdot \cos 2L_k + \frac{3}{2} h \cdot \sin 2L_k \right] - \frac{1}{4} B \sin^2 i \times \\ &\quad \times \left[-\cos L_k - \frac{7}{3} \cos 3L_k - 5h \cdot \sin 2L_k - \frac{17}{2} l \cdot \cos 4L_k - \frac{17}{2} h \cdot \sin 4L_k + l \cdot \cos 2L_k \right] + \\ &\quad + \frac{1}{2} B \cos^2 i \cdot h \cdot \sin 2L_k, \\ \delta \lambda_k &= -B \cos i \left(\frac{7}{2} l \cdot \sin L_k - \frac{5}{2} h \cdot \cos L_k - \frac{1}{2} \sin 2L_k - \frac{7}{6} l \cdot \sin 3L_k + \frac{7}{6} h \cdot \cos 3L_k \right), \\ \delta i_k &= \frac{1}{2} B \sin i \cdot \cos i \left(-l \cdot \cos L_k + h \cdot \sin L_k + \cos 2L_k + \frac{7}{3} l \cdot \cos 3L_k + \frac{7}{3} h \cdot \sin 3L_k \right), \\ \delta L_k &= 2B \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 i \right) \left(\frac{7}{4} l \cdot \sin L_k - \frac{7}{4} h \cdot \cos L_k \right) + 3B \sin^2 i \times \\ &\quad \times \left(-\frac{7}{24} h \cdot \cos L_k - \frac{7}{24} l \cdot \sin L_k - \frac{49}{72} h \cdot \cos 3L_k + \frac{49}{72} l \cdot \sin 3L_k + \frac{1}{4} \sin 2L_k \right) + \\ &\quad + B \cos^2 i \cdot \left(\frac{7}{2} l \cdot \sin L_k - \frac{5}{2} h \cdot \cos L_k - \frac{1}{2} \sin 2L_k - \frac{7}{6} l \cdot \sin 3L_k + \frac{7}{6} h \cdot \cos 3L_k \right). \end{aligned}$$

В приведенные формулы последовательно подставляются значения аргумента L_k , $k = 1, 2$, где $L_2 = L$.

Примечание – На данном шаге алгоритма производится учет короткопериодических возмущений в элементах орбиты НКА, вызванных влиянием второй зональной гармоники геопотенциала. Амплитуда короткопериодических возмущений для орбит НКА ГЛОНАСС не превышает 1,5–2 км в гринвичских координатах. Как показывает практика, для большинства потребителей ГЛОНАСС такие погрешности альманаха системы несут незначительный вклад. Для таких потребителей пункт 9 настоящего алгоритма можно опустить. Пункт 9 позволяет уменьшить методическую погрешность расчета гринвичских координат приблизительно в 2–3 раза (для первых суток прогноза).

В последующих пунктах 10–12 описывается расчет координат и скоростей центра масс НКА с использованием параметров $a, \varepsilon_A, i, \lambda, \omega, L$. Если выполняется пункт 9 настоящего алгоритма, вместо указанных параметров берутся скорректированные значения $a', \varepsilon', i', \lambda', \omega', L'$.

10 Определяется эксцентрическая аномалия путем решения уравнения Кеплера

$$L - \omega = E - \varepsilon \cdot \sin E.$$

Как правило, используется схема последовательных приближений $m = 0, 1, 2,$ и т.д.:

$$E^{(m+1)} = L - \omega + \varepsilon \cdot \sin E^{(m)},$$

где в качестве начального приближения принимается $E^{(0)} = L - \omega$. Итерационный процесс заканчивается, когда $|E^{(m+1)} - E^{(m)}| \leq 10^{-9}$.

11 Вычисляются истинная аномалия υ и аргумент широты НКА u :

$$\upsilon = 2 \arctan \left(\sqrt{\frac{1 + \varepsilon_A}{1 - \varepsilon_A}} \tan \frac{E}{2} \right);$$

$$u = \upsilon + \omega.$$

12 Рассчитываются координаты центра масс НКА в геоцентрической прямоугольной пространственной системе координат:

$$p = a(1 - (\varepsilon_A)^2);$$

$$r = \frac{p}{1 + \varepsilon_A \cos \upsilon};$$

$$x(t_i) = r(\cos \lambda \cos u - \sin \lambda \sin u \cos i);$$

$$y(t_i) = r(\sin \lambda \cos u + \cos \lambda \sin u \cos i);$$

$$z(t_i) = r \sin u \sin i.$$

13 Определяются составляющие вектора скорости центра масс НКА в геоцентрической прямоугольной пространственной системе координат:

$$v_r = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \varepsilon_A \sin \upsilon;$$

$$v_u = \sqrt{\frac{\mu}{p}} (1 + \varepsilon_A \cos \upsilon);$$

$$\dot{x}(t_i) = v_r (\cos \lambda \cos u - \sin \lambda \sin u \cos i) - v_u (\cos \lambda \sin u + \sin \lambda \cos u \cos i) + \omega_3 y(t_i);$$

$$\dot{y}(t_i) = v_r (\sin \lambda \cos u + \cos \lambda \sin u \cos i) - v_u (\sin \lambda \sin u - \cos \lambda \cos u \cos i) - \omega_3 x(t_i);$$

$$\dot{z}(t_i) = v_r \sin u \sin i + v_u \cos u \sin i.$$

Н.2 Пример расчета координат и составляющих вектора скорости центра масс НКА по данным альманаха

Задан АС НКА системы ГЛОНАСС:

$$N_A = 1452;$$

$$t_{\lambda_A} = 33571,625;$$

$$\Delta T_A = 0,01953124999975;$$

$$\Delta \dot{T}_A = 6,103515625E-05;$$

$$\lambda_A = -0,293967247009277;$$

$$\omega_A = 0,57867431640625;$$

$$\varepsilon_A = 0.000432968139648438;$$

$$\Delta i_A = -0,00012947082519531.$$

Необходимо рассчитать координаты и составляющие вектора скорости центра масс НКА в системе координат OXYZ на момент времени $t_i = 51300$ с, расположенный на сутках с номером $N = 1453$ внутри четырехлетнего периода.

Расчет:

1 Определяется интервал прогноза в секундах:

$$\Delta t_{\text{пр}} = 104128,375.$$

2 Рассчитывается количество витков на интервале прогноза:

$$W = 2.$$

3 Определяется текущее наклонение:

$$i = 1,1305666106990377.$$

4 Рассчитываются текущий драконический период и среднее движение:

$$T_{др} = 40544,019836425781;$$

$$n = 0,00015497193747756143.$$

5 Методом последовательных приближений определяется большая полуось орбиты:

m	a	p	$T_{окк}$
0	25508,047485485004	25508,042703710456	40547,946040115967
1	25509,694225238574	25509,689443155326	40547,945533182959
2	25509,694012622691	25509,689230539483	40547,945533248407
3	25509,694012650143	25509,689230566935	40547,945533248399

6 Определяются текущие значения долготы восходящего узла орбиты и аргумента перигея с учетом их векового движения под влиянием сжатия Земли:

$$\lambda = -8,5173843140309469;$$

$$\omega = 1,8178836298808301.$$

7 Рассчитывается значение средней долготы на момент прохождения текущего восходящего узла:

$$E_0 = -1,8174637892065451;$$

$$L_1 = 0,00083970352771615942.$$

8 Определяется текущее значение средней долготы НКА:

$$L = 3,5714451660610322.$$

9 Параметры a , ε_A , i , λ , ω , L корректируются с учетом периодических возмущений от сжатия Земли по формулам:

$$\begin{aligned}
 a' &= 25508,955431086055; \\
 \varepsilon' &= 0,00042419917873569112; \\
 i' &= 1,1305597941298686; \\
 \lambda' &= -8,5173680227942352; \\
 \omega' &= 1,9658015187961821; \\
 L' &= 3,5714854290812852; \\
 h' &= 0,00039153353705544239; \\
 l' &= -0,00016323735050805419; \\
 h &= 0,00041981843111904164; \\
 l &= -0,00010589567905904274; \\
 B &= 0,00010151884398503961;
 \end{aligned}$$

k	1	2
L_k	0,00083970352771615942	3,5714451660610322
$\frac{\delta a_k}{a}$	8,3061556356548271e-005	5,4108580138128547e-005
δh_k	1,6920305123187429e-008	-2,8267973758476053e-005
δl_k	4,6117590145455587e-005	-1,1224081303555874e-005
$\delta \lambda_k$	6,0543507136053742e-008	1,6351780218807089e-005
δi_k	1,9565821919218402e-005	1,2749252750088746e-005
δL_k	1,1021945852191378e-008	4,0274042199185228e-005

10 Определяется эксцентрическая аномалия путем решения уравнения Кеплера:

m	$E^{(m)}$
0	1,6056839102851030
1	1,6061078513343894
2	1,6061078450235415
3	1,6061078450236359

11 Определяются истинная аномалия и аргумент широты НКА:

$$v = 1,6065317766004903;$$

$$u = 3,5723332953966724.$$

12 Рассчитываются координаты центра масс НКА в геоцентрической прямоугольной пространственной системе координат:

$$p = 25508,950840878515;$$

$$r = 25509,337453312484;$$

$$x(t_i) = 10697,116424527978;$$

$$y(t_i) = 21058,292414091822;$$

$$z(t_i) = -9635,6794316575106.$$

13 Рассчитываются составляющие вектора скорости центра масс НКА в геоцентрической прямоугольной пространственной системе координат:

$$v_r = 0,0016757724716836881;$$

$$v_u = 3,9529016345992583;$$

$$\dot{x}(t_i) = -0,68610081793104882;$$

$$\dot{y}(t_i) = -1,1365486509759850;$$

$$\dot{z}(t_i) = -3,2499858708515017.$$

Приложение П

Алгоритм вычисления по данным альманаха прогнозируемого значения фазы принимаемого дальномерного кода и псевдодоплеровского смещения частоты несущего колебания j -го НКА на произвольный момент времени шкалы МДВ

Вычисленное по данным альманаха прогнозное значение фазы принимаемых дальномерных кодов информационной и пилотной компонент навигационного сигнала и псевдодоплеровского смещения частоты несущего колебания j -го НКА являются целеуказаниями для вхождения в связь с этим НКА. Расчет этих целеуказаний осуществляется в соответствии с приведенным ниже алгоритмом.

П.1 По алгоритму, описанному в приложении Н, вычисляются координаты $x^j(t_{\text{МДВ}})$, $y^j(t_{\text{МДВ}})$, $z^j(t_{\text{МДВ}})$ и составляющие $\dot{x}^j(t_{\text{МДВ}})$, $\dot{y}^j(t_{\text{МДВ}})$, $\dot{z}^j(t_{\text{МДВ}})$ вектора скорости j -го НКА на момент времени $t_{\text{МДВ}}$ шкалы МДВ.

П.2 Используя известные координаты НАП $x_{\text{АП}}(t_{\text{МДВ}})$, $y_{\text{АП}}(t_{\text{МДВ}})$, $z_{\text{АП}}(t_{\text{МДВ}})$, вычисляется оценка дальности $\hat{R}^j(t_{\text{МДВ}})$ до j -го НКА по формуле

$$\hat{R}^j(t_{\text{МДВ}}) = \sqrt{\left(x^j(t_{\text{МДВ}}) - x_{\text{АП}}(t_{\text{МДВ}})\right)^2 + \left(y^j(t_{\text{МДВ}}) - y_{\text{АП}}(t_{\text{МДВ}})\right)^2 + \left(z^j(t_{\text{МДВ}}) - z_{\text{АП}}(t_{\text{МДВ}})\right)^2}.$$

Делением оценки $\hat{R}^j(t_{\text{МДВ}})$ на скорость света, вычисляется оценка $\hat{\tau}^j = \hat{R}^j(t_{\text{МДВ}})/c$ времени распространения сигнала от j -го НКА до НАП.

П.3 Рассчитывается оценка $\hat{t}_{\text{пр}}$ показаний часов шкалы МДВ на момент, предшествующий моменту $t_{\text{МДВ}}$ на время распространения сигнала, в секундах, по формуле

$$\hat{t}_{\text{пр}} = t_{\text{МДВ}} - \hat{\tau}^j.$$

П.4 Вычисляется оценка $\hat{\varphi}^j$ прогнозного значения фазы дальномерных кодов информационной и пилотной компонент навигационного сигнала, принимаемых в момент $t_{\text{МДВ}}$ шкалы МДВ, в секундах, по формуле

$$\hat{\varphi}^j = \text{mod}_{1\text{мс}} \left[\hat{t}_{\text{пр}} - \tau_c(t_b) - (t_{\text{МДВ}} - t_b) \cdot \dot{\tau}_c(t_b) - \tau_A^j \right],$$

где $\Delta t_{\text{пр}}$ – длительность интервала времени по шкале МДВ (см. Н.1).

П.5 Используя известные составляющие вектора скорости НАП $\dot{x}_{\text{АП}}(t_{\text{МДВ}})$, $\dot{y}_{\text{АП}}(t_{\text{МДВ}})$, $\dot{z}_{\text{АП}}(t_{\text{МДВ}})$, рассчитывается оценка $\hat{R}^j(t_{\text{МДВ}})$ прогнозного значения радиальной скорости движения j -го НКА относительно НАП на момент времени $t_{\text{МДВ}}$ шкалы МДВ:

$$\hat{R}^j(t_{\text{МДВ}}) = h_x^j (\dot{x}^j(t_{\text{МДВ}}) - \dot{x}_{\text{АП}}(t_{\text{МДВ}})) + h_y^j (\dot{y}^j(t_{\text{МДВ}}) - \dot{y}_{\text{АП}}(t_{\text{МДВ}})) + h_z^j (\dot{z}^j(t_{\text{МДВ}}) - \dot{z}_{\text{АП}}(t_{\text{МДВ}})),$$

где $h_x^j = \frac{x^j(t_{\text{МДВ}}) - x_{\text{АП}}(t_{\text{МДВ}})}{\hat{R}^j(t_{\text{МДВ}})}$; $h_y^j = \frac{y^j(t_{\text{МДВ}}) - y_{\text{АП}}(t_{\text{МДВ}})}{\hat{R}^j(t_{\text{МДВ}})}$; $h_z^j = \frac{z^j(t_{\text{МДВ}}) - z_{\text{АП}}(t_{\text{МДВ}})}{\hat{R}^j(t_{\text{МДВ}})}$.

П.6 По известной оценке смещения $\Delta \hat{f}_{\text{зг}}(t_{\text{МДВ}})$ частоты задающего генератора НАП относительно его номинального значения $f_{\text{зг.н}}$ вычисляется оценка $\hat{f}_{\text{пд}}(t_{\text{МДВ}})$ псевдодоплеровского смещения частоты несущего колебания j -го НКА на момент времени $t_{\text{МДВ}}$ шкалы МДВ:

$$\hat{f}_{\text{пд}}(t_{\text{МДВ}}) = -\frac{\hat{R}^j(t_{\text{МДВ}})}{\lambda_{\text{ном}}^j} - k^j \cdot \Delta \hat{f}_{\text{зг}}(t_{\text{МДВ}}),$$

где $\lambda_{\text{ном}}^j$ – номинальная длина волны несущего колебания навигационного сигнала;

k^j – коэффициент отношения номинального значения частоты несущего колебания к номинальной частоте задающего генератора НАП, $k^j = f_{\text{ном}}/f_{\text{зг.н}}$.

Приложение Р

Рекомендации по использованию факторов точности $\Phi_{\text{Э}}^j$, $\Phi_{\text{Т}}^j$

В случае если в радиосигнале оперативный признак Γ^j равен «0» (что означает годность радиосигнала), значения факторов точности $\Phi_{\text{Э}}^j$, $\Phi_{\text{Т}}^j$ могут использоваться потребителем для вычисления весов $1/(\sigma^j)^2$, с которыми измерения псевдодальностей j -го НКА следует включать в обработку. При этом

$$(\sigma^j)^2 = (\sigma_{\Phi_{\text{Э}}}^j)^2 + (\sigma_{\Phi_{\text{Т}}}^j)^2,$$

где $\sigma_{\Phi_{\text{Э}}}^j$, $\sigma_{\Phi_{\text{Т}}}^j$ – эквивалентные среднеквадратические погрешности измерений псевдодальностей до j -го НКА в метрах, обусловленные погрешностями ЭИ и ЧВИ в зависимости от значений факторов точности $\Phi_{\text{Э}}^j$ и $\Phi_{\text{Т}}^j$, сообщаемых НКА в оперативной информации.

Если же оперативный признак Γ^j равен «1» (что означает негодность радиосигнала), значения факторов точности $\Phi_{\text{Э}}^j$, $\Phi_{\text{Т}}^j$ могут не соответствовать реальному состоянию системы.

Приложение С

Алгоритм использования параметров модели ионосферы

В составе ЦИ сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением передается три параметра адаптивной модели ионосферы, являющихся исходными данными для вычисления ионосферных поправок:

- c_A – численный множитель максимальной концентрации электронов F2-слоя ионосферы;
- $c_F_{10.7}$ – скорректированное значение индекса солнечной активности;
- c_A_p – среднесуточный индекс геомагнитной активности (далее – A_p).

Эти параметры позволяют повысить точность расчета ионосферных поправок с использованием модели ионосферы за счет компенсации геогелиофизических возмущений в ионосфере.

С.1 Алгоритм использования параметров модели ионосферы

Для компенсации влияния ионосферы в одночастотной НАП вносится следующая поправка:

- для псевдодальности, м:

$$\Delta S_{\text{ион}} = 0,40364 \cdot \frac{I_e}{f^2}; \quad (\text{С.1})$$

- для скорости, м/с:

$$\Delta V_{\text{ион}} = 0,40364 \cdot \frac{\dot{I}_e}{f^2}, \quad (\text{С.2})$$

где f – частота несущего колебания навигационного сигнала в ГГц;

I_e – интегральное значение электронной концентрации вдоль пути распространения сигнала, в $1 \cdot 10^{16} \text{ м}^{-2}$;

\dot{I}_e – скорость изменения интегрального значения электронной концентрации вдоль пути распространения сигнала, $1 \cdot 10^{16} \text{ м}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$.

В данном подразделе приведены алгоритмы расчета интегрального значения электронной концентрации вдоль пути распространения сигнала:

- универсальные для наземного и орбитального потребителя;
- для наземного потребителя.

Первый универсальный алгоритм расчета является более сложным, но обеспечивает более высокую точность определения интегрального значения электронной концентрации и широкую область применения. Второй алгоритм характеризуется простотой реализации, ограниченной областью применения (используется только наземным потребителем) и возрастанием ошибок в определении интегрального значения электронной концентрации на углах места менее 30° , не превышающих 1 м при частоте сигнала 1,6 ГГц.

Исходными данными для расчета являются:

- геоцентрические прямоугольные пространственные координаты приемника;
- геоцентрические прямоугольные пространственные координаты передатчика;
- несущая частота сигнала;
- время проведения измерений по UTC(SU);
- скорректированный индекс солнечной активности $s_{F_{10.7}}$ на дату проведения измерения;
- среднесуточный индекс геомагнитной активности A_p на дату проведения измерения;
- численный множитель концентрации максимума F2-слоя N_{max} ;
- коэффициент адаптации s_A .

С.2 Расчет интегрального значения электронной концентрации для наземного и орбитального потребителя

В общем случае интегральное значение электронной концентрации I_e вдоль пути распространения сигнала 1 определяется по формуле

$$I_e = \int_1 N_e dl,$$

где N_e – электронная концентрация в заданных точках пути распространения сигнала.

Выбор математического способа интегрирования предоставлен пользователю. Однако, в качестве рекомендаций следует отметить, что шаг интегрирования желательно выбирать по высоте вдоль пути распространения сигнала, а не по расстоянию. Это связано с тем, что изменение N_e с высотой при фиксированной широте и долготе более существенно, чем изменение N_e с долготой или широтой (при фиксированной высоте).

Для определения значения электронной концентрации N_e в заданной точке пространства используется модель распределения электронной концентрации в ионосфере.

Ниже приведен алгоритм расчета N_e в заданной точке пространства.

С.2.1 Расчет местного времени slt , рад:

$$slt = (ut + glong/15) \cdot \pi/12,$$

где ut – время по UTC(SU), ч;

$glong$ – долгота расчетной точки, град.

С.2.2 Расчет нормированного значения относительного числа солнечных пятен r :

$$r = 0,01 \cdot W,$$

где W – число Вольфа, $W = \sqrt{167273 + 1123,6 \cdot (c_{F_{10.7}} - 63,7)} - 408,99$.

С.2.3 Вычисление солнечного наклонения dec , рад:

$$dec = \arcsin\{0,39795 \cdot \sin[\pi \cdot (\text{month} - 3,167) / 6]\},$$

где month – номер месяца.

С.2.4 Расчет геомагнитной широты $m\text{lat}$, рад:

$$m\text{lat} = \arcsin[0,98 \cdot \sin(\text{glat}) + 0,2 \cdot \cos(\text{glat}) \cdot \cos(\text{glong} + 1,2)],$$

где glat – широта расчетной точки, рад;

glong – долгота расчетной точки, рад.

С.2.5 Вычисление геомагнитной долготы $m\text{long}$, рад:

$$m\text{long}' = \arctg\left(\frac{s\text{mlon}}{c\text{mlon}}\right),$$

где $m\text{long}'$ – значение арктангенса геомагнитной долготы;

$s\text{mlon}$ – синус геомагнитной долготы, $s\text{mlon} = 0,2 \cdot \cos(\text{glat}) \cdot \sin(\text{glong} + 1,2)$;

$c\text{mlon}$ – косинус геомагнитной долготы, $c\text{mlon} = 0,98 \cdot \sin(m\text{lat}) - \sin(\text{glat})$.

Здесь значения glat и glong – в радианах.

Поскольку функция арктангенса выдает результат в интервале от минус $\pi/2$ до $\pi/2$, а значение геомагнитной долготы лежит в диапазоне от 0 до 2π , то для корректного определения геомагнитной долготы $m\text{long}$ необходимо учитывать знаки значений синуса $s\text{mlon}$ и косинуса $c\text{mlon}$ геомагнитной долготы:

$$m\text{long} = \begin{cases} m\text{long}', & \text{если } c\text{mlon} > 0 \text{ и } s\text{mlon} \geq 0 \text{ (1-я четверть окружности)} \\ m\text{long}' + 2\pi, & \text{если } c\text{mlon} > 0 \text{ и } s\text{mlon} < 0 \text{ (4-я четверть окружности)} \\ m\text{long}' + \pi, & \text{если } c\text{mlon} < 0 \text{ (2-я и 3-я четверть окружности)} \\ \pi/2, & \text{если } c\text{mlon} = 0 \text{ и } s\text{mlon} > 0 \\ 3\pi/2, & \text{если } c\text{mlon} = 0 \text{ и } s\text{mlon} < 0 \end{cases}$$

С.2.6 Расчет наклона магнитного поля dip , рад:

$$dip = \arctg[2 \cdot \operatorname{tg}(mlat)].$$

С.2.7 Определение высоты максимума F2-слоя h_{max} :

$$h_{max} = 240 + A + B + C,$$

где A , B и C – величины, определяемые по формулам:

$$A = 10 \cdot \cos(mlat) \cdot \cos[\pi \cdot (\text{month}/3 - 1,5)];$$

$$B = r \cdot [75 + 83 \cdot \cos(mlat) \cdot \sin(mlat) \cdot \sin(dec)];$$

$$C = 30 \cdot \cos(\text{slt} - 4,5 \cdot |mlat| - \pi).$$

С.2.8 Вычисление параметра $m3000$:

$$m3000 = \frac{1490}{h_{max} + 176}.$$

С.2.9 Расчет концентрации максимума F2-слоя N_{max} , $1 \cdot 10^{11} \text{ м}^{-3}$:

$$N_{max} = 0.66 \cdot D \cdot E \cdot F \cdot G \cdot H \cdot I \cdot J,$$

где D , E , F , G , H , I , J – величины, определяемые по формулам

$$D = K \cdot L \cdot \exp\{-1.1 \cdot [\cos(\text{slt} - 0.873) + 1]\},$$

где $K = 0.9 + 0.32 \cdot \sin(dec) \cdot \sin(mlat)$;

$$L = 1 + \sin(mlat) \cdot \left[\cos\left(\text{slt} + \frac{\pi}{4}\right) \right]^2 \cdot \sin(dec);$$

$$E = \left\{ 1 - 0.4 \cdot [\cos(mlat)]^{10} \right\} \cdot \left[1 + 0.6 \cdot [\cos(mlat)]^{10} \cdot \left[\cos\left(\text{slt} + \frac{\pi}{4}\right) \right]^2 \right] \cdot M \cdot N,$$

где M и N – промежуточные расчетные величины, определяемые по формулам

$$M = 1 + [\cos(\text{mlat})]^8 \cdot [\cos(|\text{mlat}| - 0.2618)]^{12} \times \\ \times (1 - 0.2 \cdot r + 0.6 \cdot \sqrt{r}) \cdot \exp\{0.25 \cdot [1 - \cos(\text{slt} - 0.873)]\},$$

$$N = 1 + 0.05 \cdot \left[0.5 - \cos\left(2 \cdot \text{month} \cdot \frac{\pi}{6}\right) + \cos\left(\text{month} \cdot \frac{\pi}{6}\right) \right],$$

$$F = \left\{ 1.2 - 0.5 \cdot [\cos(\text{mlat})]^2 \right\} \cdot O \cdot P \cdot \exp\left\{ 3 \cdot \cos\left[\text{mlat} \cdot \frac{\sin(\text{slt}) - 1}{2}\right] \right\},$$

где O и P – промежуточные расчетные величины, определяемые по формулам

$$O = 1 + 0.05 \cdot r \cdot \cos\left(\text{month} \cdot \frac{\pi}{6}\right) \cdot [\sin(\text{mlat})]^3,$$

$$P = 1 - 0.15 \cdot \exp\left[-\sqrt{\left(12 \cdot \text{mlat} + 4 \cdot \frac{\pi}{3}\right)^2 + \left(\frac{\text{month}}{2} - 3\right)^2}\right],$$

$$G = \begin{cases} 1 + r + (0.204 + 0.03 \cdot r) \cdot r^2, & \text{если } r < 1.1, \\ 2.39 + 1.53 \cdot [\sin(\text{mlat})]^2 \cdot \left\{ 1 + r + (0.204 + 0.03 \cdot r) \cdot r^2 \right\} - 2.39, & \text{если } r \geq 1.1, \end{cases}$$

$$H = 1 + 0.1 \cdot [\cos(\text{mlat})]^3 \cdot \cos\left[2 \cdot \left(\text{mlong} - 7 \cdot \frac{\pi}{18}\right)\right],$$

$$I = R \cdot \left\{ 1 + 0.03 \cdot \left[0.5 - \cos\left(2 \cdot \text{month} \cdot \frac{\pi}{6}\right) + \cos\left(\text{month} \cdot \frac{\pi}{6}\right) \right] \right\},$$

где $R = 1 + \left\{ 0.15 - 0.5 \cdot (1 + r) \cdot [1 - \cos(\text{mlat})] \cdot \exp[-0.33 \cdot (\text{month} - 6)^2] \right\} \cdot \exp\left[-18 \cdot \left(|\text{dip}| - 4 \cdot \frac{\pi}{18}\right)^2\right],$

$$J = \frac{(S + T)}{G} + U,$$

где $S = 0.2 \cdot [1 - \sin(|\text{mlat}| - 0.5236)] \cdot \left\{ 1 + 0.6 \cdot \cos\left[\frac{\pi}{3} \cdot (\text{month} - 4)\right] \right\} \cdot \cos\left[\frac{\pi}{6} \cdot (\text{month} - 1)\right],$

$$T = \left[0.13 - 0.06 \cdot \sin\left(|\text{mlat}| - \frac{\pi}{9}\right) \right] \cdot \cos\left[\frac{\pi}{3} \cdot (\text{month} - 4.5)\right] - V,$$

$$\text{где } V = \begin{cases} 0, & \text{если } 1 - \cos(\text{slt}) \leq 0.0001 \\ \left[\cos(\text{mlat} + \text{dec}) \right]^3 \cdot \left[0.15 + 0.3 \cdot \sin(|\text{mlat}|) \right] \times \\ \times \exp \{ 0.25 \cdot \ln[1 - \cos(\text{slt})] \}, & \text{если } 1 - \cos(\text{slt}) > 0.0001 \end{cases}$$

$$U = 0.7 \cdot \left\{ X + 0.1778 \cdot \frac{r^2}{G} \cdot \cos \left[\frac{\pi}{3} \cdot (\text{month} - 4.3) \right] \right\} \cdot \exp(-1 \cdot Y \cdot Z),$$

$$\text{где } X = 1 + 0.085 \cdot \left\{ \left[\cos \left(\frac{\pi}{6} \cdot (0.5 \cdot \text{month} - 1) \right) \right]^3 \cdot \cos \left(\text{mlat} - \frac{\pi}{6} \right) + \right. \\ \left. + \cos \left(\text{mlat} + \frac{\pi}{4} \right) \cdot \left[\cos \left(\frac{\pi}{6} \cdot [0.5 \cdot \text{month} - 4] \right) \right]^2 \right\},$$

$$Y = 1.3 + \left\{ 0.139 \cdot \left[1 + \cos \left(\text{mlat} - \frac{\pi}{4} \right) \right] + 0.0517 \cdot r \right\} \cdot r^2,$$

$$Z = \cos[\text{mlat} + \text{dec} \cdot \cos(\text{slt})] - \cos(\text{mlat}).$$

С.2.10 Расчет критической частоты F2-слоя f_{of2} :

$$f_{of2} = \sqrt{\frac{N_{\max}}{0.124}}.$$

С.2.11 Расчет масштаба высоты B_{bot} (ниже максимума F2-слоя):

$$B_{\text{bot}} = 0.385 \cdot \frac{N_{\max}}{0.01 \cdot \exp[-3.467 + 0.857 \cdot \ln(f_{of2}^2) + 2.02 \cdot \ln(m3000)]}.$$

С.2.12 Расчет масштаба высоты B_{top} (выше максимума F2-слоя):

$$B_{\text{top}} = \frac{B_{\text{bot}} \cdot b_{\text{ok}}}{\left(0.041163 \cdot \frac{B_{\text{bot}} \cdot b_{\text{ok}} - 150}{100} - 0.183981 \right) \cdot \frac{B_{\text{bot}} \cdot b_{\text{ok}} - 150}{100} + 1.424472},$$

$$\text{где } b_{ok} = \begin{cases} 6.705 - 0.01 \cdot W - 0.008 \cdot h_{max}, & \text{с апреля по сентябрь включительно,} \\ -7.77 + 0.097 \cdot \left(\frac{h_{max}}{B_{bot}} \right)^2 + 0.153 \cdot N_{max}, & \text{в остальные месяцы года,} \end{cases}$$

и если $b_{ok} < 2$, то $b_{ok} = 2$; если $b_{ok} > 8$, то $b_{ok} = 8$.

С.2.13 Расчет поправочных коэффициентов c_N и c_h :

В данном пункте $glat$ выражена в радианах, а $glong$ – в градусах.

Расчет поправочных коэффициентов c_N и c_h проводится только в случае, если выполняется условие $A_p > 27$ нТл. При этом используются следующие формулы:

- расчет атмосферной температуры T_{ns} для $A_p = 0$:

$$T_{ns} = a_{ns} \cdot (1 + b_{ns} + c_{ns}) \cdot 0.001,$$

где $a_{ns} = 3,3 \cdot W + 705$;

$$b_{ns} = 0,2 \cdot \sin(2 \cdot \pi \cdot z_{ns}) \cdot \sin(glat);$$

$$z_{ns} = (\text{month} \cdot 30,5 - 96) / 365;$$

$$c_{ns} = 0,12 \cdot \cos(glat) \cdot C_{slt};$$

$$C_{slt} = \cos[15 \cdot (dLt - 15) \cdot \pi / 180];$$

$$dLt' = ut + \frac{glong}{15} - \text{местное время, ч.}$$

Если $dLt' < 0$, то $dLt = dLt' + 24$. Если $dLt' \geq 24$, то $dLt = dLt' - 24$. В противном случае $dLt = dLt'$;

- расчет атмосферной температуры T_{nd} при геомагнитных возмущениях A_p :

$$T_{nd} = T_{ns} + (4,5 \cdot A_p - 100) \cdot [\sin(mlat)]^2 \cdot 0,001;$$

- расчет коэффициента c_N :

$$c_N = e^{dExp},$$

где $dExp = 1,3 \cdot (dLog + dSlag1 + dSlag2)$;

$$d\text{Log} = \ln \left(\frac{2 - 1,8 \cdot T_{ns} + 0,8 \cdot T_{ns}^2}{2 - 1,8 \cdot T_{nd} + 0,8 \cdot T_{nd}^2} \right);$$

$$d\text{Slag}1 = -0,0022 \cdot (1 - 0,3 \cdot C_{slt}) \cdot (4,5 \cdot A_p - 100) \cdot [\sin(mlat)]^2;$$

$$d\text{Slag}2 = 0,0007 \cdot (1 - 0,3 \cdot C_{slt}) \cdot A_p \cdot [\cos(mlat)]^4;$$

- расчет коэффициента c_h :

$$c_h = 0,2 \cdot A_p \cdot (1 - 0,001 \cdot A_p) \cdot (1 + 0,01 \cdot mlat).$$

С.2.14 Коррекция высотных параметров распределения электронной концентрации:

- высота максимума F2-слоя:

$$h'_{\max} = h_{\max} + c_h,$$

где h'_{\max} , h_{\max} – скорректированное и исходное (см. С.2.7) значения высоты максимума F2-слоя, км;

- концентрация максимума F2-слоя:

$$N'_{\max} = N_{\max} \cdot c_N,$$

где N'_{\max} , N_{\max} – скорректированное и исходное (см. С.2.9) значения концентрации максимума F2-слоя в $1 \cdot 10^{16} \text{ м}^{-2}$;

- масштаб высоты выше максимума F2-слоя:

$$B'_{\text{top}} = B_{\text{top}} \cdot [1 - \ln(c_N)], \quad (\text{C.3})$$

где B'_{top} , B_{top} – скорректированное и исходное значения (см. С.2.12);

- масштаб высоты ниже максимума F2-слоя:

$$V'_{\text{bot}} = V_{\text{bot}} \cdot \left[1 - \frac{\ln(c_N)}{2} \right], \quad (\text{C.4})$$

где V'_{bot} , V_{bot} – скорректированное и исходное значения (см. С.2.11).

Согласно С.2.13, коэффициенты c_N и c_h можно не рассчитывать при невыполнении условия $A_p > 27$ нТл. В этом случае коррекция высотных параметров распределения электронной концентрации не проводится, т.е.:

$$h'_{\text{max}} = h_{\text{max}};$$

$$N'_{\text{max}} = N_{\text{max}};$$

$$V'_{\text{top}} = V_{\text{top}};$$

$$V'_{\text{bot}} = V_{\text{bot}}.$$

С.2.15 Коррекция концентрации максимума F2-слоя N_{max} с учетом коэффициента адаптации c_A :

$$\tilde{N}_{\text{max}} = N'_{\text{max}} \cdot c_A.$$

С.2.16 Расчет электронной концентрации в заданной точке пространства, $1 \cdot 10^{16} \text{ м}^{-2}$:

$$N_e = A \cdot \frac{e^y}{(1 + e^y)^2},$$

где A определяется по формуле

$$A = 4 \cdot \tilde{N}_{\text{max}}; \quad (\text{C.5})$$

$$y = \begin{cases} (h - h'_{\text{max}}) / V'_{\text{bot}}, & h < h'_{\text{max}}, \\ y' / \left(1 + \frac{12,5 \cdot y'}{100 + 0,1 \cdot y'} \right), & y' = (h - h'_{\text{max}}) / V'_{\text{top}}, \quad h > h'_{\text{max}}; \end{cases}$$

h – высота расчетной точки, км.

С.3 Расчет интегрального значения электронной концентрации для наземного потребителя

Для использования данного алгоритма необходимо наличие интегрального содержания электронов вдоль вертикального луча TEC_{vert} в точке нахождения приемника.

С.3.1 Интегральное значение электронной концентрации вдоль вертикального луча рассчитывается по формуле:

$$TEC_{vert} = A \cdot (0.5 \cdot V'_{bot} + 0.9 \cdot V'_{top}) \cdot 0.01,$$

где A – определяется по формуле (С.5);

V'_{bot} и V'_{top} – шкалы высот ниже и выше максимума F2-слоя, полученные по формулам (С.3) и (С.4) соответственно.

С.3.2 Расчет интегрального значения электронной концентрации

Для расчета I_e используется формула

$$I_e = TEC_{vert} / \left[1 - \left[\sin(zet) / (1 + 400 / Re) \right]^2 \right]^{1/2},$$

где zet – зенитный угол луча, $zet = \arctg[sdel / (cdel - Re / r_2)]$;

$$sdel = (1 - cdel^2)^{1/2};$$

$$cdel = \sin(\varphi_1) \cdot \sin(\varphi_2) + \cos(\varphi_1) \cdot \cos(\varphi_2) \cdot \cos(\lambda_2 - \lambda_1);$$

$$r_2 = Re + h_2;$$

Re – радиус Земли;

φ_1 – широта расположения приемника, град;

λ_1 – долгота расположения приемника, град;

h_2 – высота расположения передатчика, км;

φ_2 – широта расположения передатчика, град;

λ_2 – долгота расположения передатчика, град.

Для расчета \dot{I}_e на заданный момент времени t можно воспользоваться формулой

$$\dot{I}_e = [I_e(t) - I_e(t + \Delta t)] / \Delta t,$$

где Δt – приращение, равное 1 с.

Погрешности вычисления ионосферной поправки $\Delta S_{\text{ион}}$ с помощью рассмотренной модели характеризуются остаточными ошибками (по уровню вероятности 0,95), не превышающими 4 м.

С.4 Пример расчета электронной концентрации в заданной точке пространства

Входные данные:

$ut = 14$ – время проведения измерений по UTC(SU), ч;

$month = 3$ – номер месяца в году проведения измерений;

$h = 700$ – высота расчетной точки, км;

$glat = 60$ – широта расчетной точки, град.;

$glong = 30$ – долгота расчетной точки, град.;

$c_A = 0.8$ – численный множитель концентрации максимума F2-слоя;

$c_F_{10.7} = 70$ – скорректированный индекс солнечной активности в солнечных единицах потока (с.е.п.). 1 с.е.п. = $1 \cdot 10^{-22}$ Вт/(м² · Гц);

$c_Ap = Ap = 30$ – среднесуточный индекс геомагнитной активности, нТл.

Константы:

$\pi = 3.14159265358979$.

Результаты расчета приведены ниже.

С.4.1 Определение местного времени slt , рад:

$$slt = (ut + glong / 15) \cdot \pi / 12 = (14 + 30 / 15) \cdot \pi / 12 = 4.18879020478639.$$

С.4.2 Расчет нормированного значения относительного числа солнечных пятен:

$$W = \sqrt{167273 + 1123,6 \cdot (c_{F_{10,7}} - 63,7)} - 408,99 = 8,56440364101058;$$

$$r = 0,01 \cdot W = 0,0856440364101058.$$

С.4.3 Вычисление солнечного наклонения, рад:

$$\text{dec} = \arcsin\{0,39795 \cdot \sin[\pi \cdot (3 - 3,167) / 6]\} = -0,0347598176827493.$$

С.4.4 Расчет геомагнитной широты, рад.

Здесь широта $glat$ и долгота $glong$ расчетной точки приведены к радианам.

$$\begin{aligned} mlat &= \arcsin[0,98 \cdot \sin(glat) + 0,2 \cdot \cos(glat) \cdot \cos(glong + 1,2)] = \\ &= \arcsin[0,98 \cdot \sin(1,0471975511966) + \\ &+ 0,2 \cdot \cos(1,0471975511966) \cdot \cos(0,523598775598299 + 1,2)] = \\ &= 0,985383484299204. \end{aligned}$$

С.4.5 Вычисление геомагнитной долготы, рад.

Здесь широта $glat$ и долгота $glong$ расчетной точки приведены к радианам.

$$smlon = 0,2 \cdot \cos(glat) \cdot \sin(glong + 1,2) = 0,098834840300598;$$

$$cmlon = 0,98 \cdot \sin(mlat) - \sin(glat) = -0,049211041180020;$$

$$mlong' = \arctg\left(\frac{smlon}{cmlon}\right) = -1,108820608385621.$$

При $cmlon < 0$ геомагнитная долгота вычисляется по формуле

$$mlong = mlong' + \pi = 2,032772045204172.$$

С.4.6 Расчет наклонения магнитного поля, рад:

$$\text{dip} = \arctg[2 \cdot \text{tg}(mlat)] = \arctg[2 \cdot \text{tg}(0,985383484299204)] = 1,25072715977841.$$

С.4.7 Расчет высоты максимума F2-слоя, км:

$$\begin{aligned} h_{\max} &= 240 + A + B + C = \\ &= 240 - 8.88568934667369E - 16 + 6.3095323959819 - 29.1009481763898 = \\ &= 217.208584219592 \end{aligned}$$

где A, B, C – величины, определяемые по формулам:

$$\begin{aligned} A &= 10 \cdot \cos(\text{mlat}) \cdot \cos[\pi \cdot (\text{month}/3 - 1.5)] = \\ &= 10 \cdot \cos(0.985383484299204) \cdot \cos[\pi \cdot (3/3 - 1.5)] = \\ &= -8.88568934667369E - 16, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} B &= r \cdot (75 + 83 \cdot \cos(\text{mlat}) \cdot \sin(\text{mlat}) \cdot \sin(\text{dec})) = \\ &= 0.0856440364101058 \cdot [75 + 83 \cdot \cos(0.985383484299204) \times \\ &\times \sin(0.985383484299204) \cdot \sin(-0.0347598176827493)] = \\ &= 6.3095323959819, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C &= 30 \cdot \cos(\text{slt} - 4.5 \cdot |\text{mlat}| - \pi) = \\ &= 30 \cdot \cos(4.18879020478639 - 4.5 \cdot |0.985383484299204| - \pi) = \\ &= -29.1009481763898. \end{aligned}$$

С.4.8 Вычисление параметра m3000:

$$m_{3000} = \frac{1490}{h_{\max} + 176} = \frac{1490}{217.208584219592 + 176} = 3.78933741479024.$$

С.4.9 Расчет концентрации максимума F2-слоя, $1 \cdot 10^{11} \text{ м}^{-3}$:

$$N_{\max} = 0.66 \cdot D \cdot E \cdot F \cdot G \cdot H \cdot I \cdot J = 3.40176218779566,$$

где D, E, F, G, H, I, J – величины, определяемые по формулам

$$D = K \cdot L \cdot \exp\{-1.1 \cdot [\cos(\text{slt} - 0.873) + 1]\} = 0.874325439422186,$$

где $K = 0.9 + 0.32 \cdot \sin(\text{dec}) \cdot \sin(\text{mlat}) = 0.890730905733522,$

$$L = 1 + \sin(\text{mlat}) \cdot \left[\cos\left(\text{slt} + \frac{\pi}{4}\right) \right]^2 \cdot \sin(\text{dec}) = 0.998059651309945,$$

$$E = \{1 - 0.4 \cdot [\cos(\text{mlat})]^{10}\} \times \\ \times \left\{ 1 + 0.6 \cdot [\cos(\text{mlat})]^{10} \cdot \left[\cos\left(\text{slt} + \frac{\pi}{4}\right) \right]^2 \right\} \cdot M \cdot N = 1.07453125208824,$$

где M и N промежуточные расчетные величины, определяемые по формулам

$$M = 1 + [\cos(\text{mlat})]^8 \cdot [\cos(|\text{mlat}| - 0.2618)]^{12} \cdot (1 - 0.2 \cdot r + 0.6 \cdot \sqrt{r}) \times \\ \times \exp\{0.25 \cdot [1 - \cos(\text{slt} - 0.873)]\} = 1.00051897465433$$

$$N = 1 + 0.05 \cdot \left[0.5 - \cos\left(2 \cdot \text{month} \cdot \frac{\pi}{6}\right) + \cos\left(\text{month} \cdot \frac{\pi}{6}\right) \right] = 1.075,$$

$$F = \{1.2 - 0.5 \cdot [\cos(\text{mlat})]^2\} \cdot O \cdot P \cdot \exp\left(3 \cdot \cos\left(\text{mlat} \cdot \frac{\sin(\text{slt}) - 1}{2}\right)\right) = \\ = 6.45730603201738,$$

где O и P промежуточные расчетные величины, определяемые по формулам

$$O = 1 + 0.05 \cdot r \cdot \cos\left(\text{month} \cdot \frac{\pi}{6}\right) \cdot [\sin(\text{mlat})]^3 = 1,$$

$$P = 1 - 0.15 \cdot \exp\left[-\sqrt{\left(12 \cdot \text{mlat} + 4 \cdot \frac{\pi}{3}\right)^2 + \left(\frac{\text{month}}{2} - 3\right)^2}\right] = \\ = 0.999999984471864,$$

$$G = \begin{cases} 1 + r + (0.204 + 0.03 \cdot r) \cdot r^2 & \text{если } r < 1.1 \\ 2.39 + 1.53 \cdot [\sin(\text{mlat})]^2 \cdot \{1 + r + (0.204 + 0.03 \cdot r) \cdot r^2\} - 2.39 & \text{если } r \geq 1.1 \end{cases} = \\ = 1.0871592019243,$$

$$H = 1 + 0.1 \cdot [\cos(\text{mlat})]^3 \cdot \cos\left[2 \cdot \left(\text{mlong} - 7 \cdot \frac{\pi}{18}\right)\right] = \\ = 0.999135201805969,$$

$$I = R \cdot \left\{ 1 + 0.03 \cdot \left[0.5 - \cos\left(2 \cdot \text{month} \cdot \frac{\pi}{6}\right) + \cos\left(\text{month} \cdot \frac{\pi}{6}\right) \right] \right\} =$$

$$= 1.04558943719772,$$

где $R = 1 + \left\{ 0.15 - 0.5 \cdot (1+r) \cdot (1 - \cos(\text{mlat})) \cdot \exp\left[-0.33 \cdot (\text{month} - 6)^2\right] \right\} \times$

$$\times \exp\left[-18 \cdot \left(|\text{dip}| - 4 \cdot \frac{\pi}{18}\right)^2\right] = 1.00056405473466,$$

$$J = \frac{(S+T)}{G} + U = 0.748062500429652,$$

где $S = 0.2 \cdot [1 - \sin(|\text{mlat}| - 0.5236)] \times$

$$\times \left\{ 1 + 0.6 \cdot \cos\left[\frac{\pi}{3} \cdot (\text{month} - 4)\right] \right\} \cdot \cos\left[\frac{\pi}{6} \cdot (\text{month} - 1)\right] = 0.072079085569345$$

$$T = \left[0.13 - 0.06 \cdot \sin\left(|\text{mlat}| - \frac{\pi}{9}\right) \right] \cdot \cos\left[\frac{\pi}{3} \cdot (\text{month} - 4.5)\right] - V =$$

$$= -0.086906884576849,$$

где $V = \begin{cases} 0, & \text{если } 1 - \cos(\text{slt}) \leq 0.0001 \\ \left[\cos(\text{mlat} + \text{dec}) \right]^3 \cdot [0.15 + 0.3 \cdot \sin(|\text{mlat}|)] \times & = 0.086906884576849, \\ \times \exp\{0.25 \cdot \ln[1 - \cos(\text{slt})]\}, & \text{если } 1 - \cos(\text{slt}) > 0.0001 \end{cases}$

$$U = 0.7 \cdot \left\{ X + 0.1778 \cdot \frac{r^2}{G} \cdot \cos\left[\frac{\pi}{3} \cdot (\text{month} - 4.3)\right] \right\} \cdot \exp(-1 \cdot Y \cdot Z) =$$

$$= 0.761701532303971,$$

где $X = 1 + 0.085 \cdot \left\{ \left[\cos\left(\frac{\pi}{6} \cdot (0.5 \cdot \text{month} - 1)\right) \right]^3 \cdot \cos\left(\text{mlat} - \frac{\pi}{6}\right) + \right.$

$$\left. + \cos\left(\text{mlat} + \frac{\pi}{4}\right) \cdot \left[\cos\left(\frac{\pi}{6} \cdot [0.5 \cdot \text{month} - 4]\right) \right]^2 \right\} = 1.06744908854236,$$

$$Y = 1.3 + \left\{ 0.139 \cdot \left[1 + \cos\left(\text{mlat} - \frac{\pi}{4}\right) \right] + 0.0517 \cdot r \right\} \cdot r^2 = 1.30205125974859,$$

$$Z = \cos[\text{mlat} + \text{dec} \cdot \cos(\text{slt})] - \cos(\text{mlat}) = -0.0145685963255228,$$

С.4.10 Расчет критической частоты F2-слоя:

$$f_{of\ 2} = \sqrt{\frac{N_{\max}}{0.124}} = 5.23770618024819.$$

С.4.11 Расчет масштаба высоты ниже максимума F2-слоя:

$$B_{\text{bot}} = 0.385 \cdot \frac{N_{\max}}{0.01 \cdot \exp[-3.467 + 0.857 \cdot \ln(f_{of\ 2}^2) + 2.02 \cdot \ln(m3000)]} =$$

$$= 16.6555096230286.$$

С.4.12 Расчет масштаба высоты выше максимума F2-слоя:

$$B_{\text{top}} = \frac{B_{\text{bot}} \cdot b_{\text{ok}}}{\left(0.041163 \cdot \frac{B_{\text{bot}} \cdot b_{\text{ok}} - 150}{100} - 0.183981\right) \cdot \frac{B_{\text{bot}} \cdot b_{\text{ok}} - 150}{100} + 1.424472} =$$

$$= 91.4851741931585,$$

где $b_{\text{ok}} = 8$.

Так как номер месяца month=3, то в соответствии с алгоритмом используем формулу

$$b_{\text{ok}} = -7.77 + 0.097 \cdot \left(\frac{h_{\max}}{B_{\text{bot}}}\right)^2 + 0.153 \cdot N_{\max} = 9.24765491515162$$

Далее проверяем параметр b_{ok} на соответствие заданному интервалу:

если $b_{\text{ok}} < 2$, то $b_{\text{ok}} = 2$, если $b_{\text{ok}} > 8$, то $b_{\text{ok}} = 8$.

С.4.13 Расчет поправочных коэффициентов c_N и c_h .

В данном пункте $glat$ выражена в радианах, а $glong$ – в градусах.

Учитывая то, что $A_p = 30 > 27$ нТл, проводим расчет поправочных коэффициентов c_N и c_h :

- расчет атмосферной температуры T_{ns} для $A_p = 0$:

$$a_{ns} = 3,3 \cdot W + 705 = 733,262532015335;$$

$$z_{ns} = (\text{month} \cdot 30,5 - 96) / 365 = -0,0123287671232877;$$

$$b_{ns} = 0,2 \cdot \sin(2 \cdot \pi \cdot z_{ns}) \cdot \sin(\text{glat}) = -0,0134037313851232;$$

$$dLt' = ut + \frac{\text{glong}}{15} = 16;$$

$$C_{slt} = \cos[15 \cdot (dLt - 15) \cdot \pi / 180] = 0,965925826289068;$$

$$c_{ns} = 0,12 \cdot \cos(\text{glat}) \cdot C_{slt} = 0,0579555495773441;$$

$$T_{ns} = a_{ns} \cdot (1 + b_{ns} + c_{ns}) \cdot 0,001 = 0,76593071102885;$$

- расчет атмосферной температуры T_{nd} при геомагнитных возмущениях A_p :

$$T_{nd} = T_{ns} + (4,5 \cdot A_p - 100) \cdot [\sin(\text{mlat})]^2 \cdot 0,001 = 0,790245058804246;$$

- расчет коэффициента c_N :

$$dLog = \ln \left(\frac{2 - 1,8 \cdot T_{ns} + 0,8 \cdot T_{ns}^2}{2 - 1,8 \cdot T_{nd} + 0,8 \cdot T_{nd}^2} \right) = 0,0124514466089894;$$

$$dSla1 = -0,0022 \cdot (1 - 0,3 \cdot C_{slt}) \cdot (4,5 \cdot A_p - 100) \cdot [\sin(\text{mlat})]^2 = -0,0379908998385558;$$

$$dSla2 = 0,0007 \cdot (1 - 0,3 \cdot C_{slt}) \cdot A_p \cdot [\cos(\text{mlat})]^4 = 0,00139020726016566;$$

$$dExp = 1,3 \cdot (dLog + dSla1 + dSla2) = -0,031394019760221;$$

$$c_N = e^{dExp} = 0,969093655789602;$$

- расчет коэффициентов c_h :

$$c_h = 0,2 \cdot A_p \cdot (1 - 0,001 \cdot A_p) \cdot (1 + 0,01 \cdot \text{mlat}) = 5,87734931878621.$$

С.4.14 Коррекция высотных параметров распределения электронной концентрации N_{\max} , h_{\max} , B_{top} , B_{bot} с помощью рассчитанных коэффициентов c_N и c_h :

- высота максимума F2-слоя

$$h'_{\max} = h_{\max} + c_h = 223,085933538378;$$

- концентрация максимума F2-слоя

$$N'_{\max} = N_{\max} \cdot c_N = 3,29662615469773;$$

- масштаб высоты выше максимума F2-слоя

$$B'_{\text{top}} = B_{\text{top}} \cdot [1 - \ln(c_N)] = 94,3572615595458;$$

- масштаб высоты ниже максимума F2-слоя

$$B'_{\text{bot}} = B_{\text{bot}} \cdot \left[1 - \frac{\ln(c_N)}{2} \right] = 16,9169513221396.$$

С.4.15 Коррекция концентрации максимума F2-слоя N_{\max} :

$$\tilde{N}_{\max} = N'_{\max} \cdot c_A = 2,63730092375818.$$

С.4.16 Расчет электронной концентрации в заданной точке пространства

Учитывая то, что выполняется условие $h > h'_{\max}$, проводятся следующие расчеты.

$$y' = (h - h'_{\max}) / B'_{\text{top}} = 5,05434408098688;$$

$$y = y' / \left(1 + \frac{12,5 \cdot y'}{100 + 0,1 \cdot y'} \right) = 3,10346011314242;$$

$$A = 4 \cdot \tilde{N}_{\max} = 10,5492036950327;$$

$$N_e = A \cdot \frac{e^y}{(1 + e^y)^2} = 0,433770428050415.$$

Приложение Т

Алгоритм вычисления координат фазового центра антенны НКА в системе ПЗ-90

Алгоритм, рассмотренный в приложении К, предназначен для вычисления координат центра масс НКА. Однако при обработке измерений псевдодальностей местоположение НКА в НАП отождествляется с местоположением точки, расположенной в фазовом центре антенны, излучающей сигнал, по которому проводятся измерения. Различие между пространственным положением центра масс НКА и положением фазового центра этой антенны может достигать до нескольких метров. Поэтому при высокоточных местоопределениях необходимо осуществлять пересчет координат фазового центра излучающей антенны из бортовой системы координат в систему координат ПЗ-90. Такой пересчет зависит от ориентации бортовой системы координат НКА, которая определяется необходимостью постоянной ориентации солнечных батарей НКА на Солнце.

Определения и обозначения

Плоскость и угол Солнце-объект (НКА) – Земля (СОЗ); используются только для пояснений и в НАП не рассчитывается.

$T_{\text{вх}}$ – время от начала текущих суток по шкале сигнала, переносящего навигационное сообщение, в момент перехода НКА из режима ориентации на Солнце в режим упреждающего разворота (передается в навигационном сообщении).

α_c – угол между плоскостью орбиты и вектором Земля–Солнце (используется только для пояснений и в НАП не рассчитывается).

sp – знак упреждающего разворота (передается в навигационном сообщении).

τ_1 – длительность интервала времени от момента $T_{\text{вх}}$ до момента окончания наращивания угловой скорости с постоянным угловым ускорением $\dot{\omega}$ либо длительность интервала времени уменьшения с постоянным угловым ускорением $\dot{\omega}$ угловой скорости разворота НКА до значения $\omega_{\text{вых}}$ в момент выхода НКА из режима упреждающего разворота (передается в навигационном сообщении).

τ_2 – длительность интервала времени разворота НКА с заданной максимальной угловой скоростью ω_{max} (передается в навигационном сообщении).

ψ – угол рыскания, угол между вектором линейной скорости НКА и осью минус b бортовой системы координат НКА (см. рисунок Т.1, рассчитывается в НАП).

$\psi_{\text{вх}}$ – угол рыскания НКА в момент $T_{\text{вх}}$ перехода НКА из режима ориентации на Солнце в режим упреждающего разворота (передается в навигационном сообщении).

ψ_p – текущий угол разворота НКА в режиме упреждающего разворота (рассчитывается в НАП).

$\psi_{\text{пр}}$ – угол полного разворота НКА в режиме упреждающего разворота (рассчитывается в НАП).

ω_{max} – заданная максимальная угловая скорость разворота НКА при упреждающем развороте (передается в навигационном сообщении).

$\omega_{\text{вх}}$ – угловая скорость входа НКА в режим упреждающего разворота (передается в навигационном сообщении).

$\omega_{\text{вых}}$ – угловая скорость, с которой НКА должен выходить из режима упреждающего разворота (рассчитывается в НАП).

$\dot{\omega}$ – постоянное угловое ускорение либо замедление разворота НКА вокруг оси g бортовой системы координат (передается в навигационном сообщении).

Т.1 Режимы, определяющие ориентацию бортовой системы координат НКА «Глонасс-К2»

Введем в рассмотрение бортовую систему координат и смещенную бортовую систему координат. Направление осей g , b , n бортовой системы координат НКА «Глонасс-К2» приведено на рисунке Т.1 и определяется необходимостью постоянной ориентации солнечных батарей на Солнце.

Пересчет координат $\Delta x_{\text{фц}}$, $\Delta y_{\text{фц}}$, $\Delta z_{\text{фц}}$ фазового центра антенны из смещенной бортовой системы координат в геоцентрическую прямоугольную пространственную систему координат осуществляется по формуле

$$\begin{bmatrix} x_{\text{фц}} \\ y_{\text{фц}} \\ z_{\text{фц}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{\text{цм}} \\ y_{\text{цм}} \\ z_{\text{цм}} \end{bmatrix} - \mathbf{E} \begin{bmatrix} \Delta x_{\text{фц}} \\ \Delta y_{\text{фц}} \\ \Delta z_{\text{фц}} \end{bmatrix}, \quad (\text{T.1})$$

где $x_{\text{цм}}$, $y_{\text{цм}}$, $z_{\text{цм}}$ – координаты центра масс НКА, вычисляемые по эфемеридным данным (алгоритмы таких вычислений приведены в приложении К);

\mathbf{E} – (3×3)-матрица перехода,

$$\mathbf{E} = [\mathbf{e}^r \quad \mathbf{e}^b \quad \mathbf{e}^n] = \begin{bmatrix} e_x^r & e_x^b & e_x^n \\ e_y^r & e_y^b & e_y^n \\ e_z^r & e_z^b & e_z^n \end{bmatrix}, \quad (\text{T.2})$$

$\mathbf{e}^r = [e_x^r \quad e_y^r \quad e_z^r]^T$, $\mathbf{e}^b = [e_x^b \quad e_y^b \quad e_z^b]^T$, $\mathbf{e}^n = [e_x^n \quad e_y^n \quad e_z^n]^T$ – орты осей r, b, n бортовой системы координат, определяемые в системе координат ПЗ-90 на момент пересчета.

Таким образом, пересчет координат $\Delta x_{\text{фц}}$, $\Delta y_{\text{фц}}$, $\Delta z_{\text{фц}}$ фазового центра антенны в систему координат ПЗ-90 сводится к вычислению матрицы перехода \mathbf{E} или, что то же самое, к вычислению орт \mathbf{e}^r , \mathbf{e}^b , \mathbf{e}^n осей бортовой системы координат в системе ПЗ-90 на момент пересчета.

Алгоритм вычисления матрицы перехода \mathbf{E} зависит от принятого в системе ГЛОНАСС направления осей бортовой системы координат, положения НКА на орбите, определяемого углом μ , и положения плоскости отбиты НКА относительно направления на Солнце, определяемого углом α_c (см. рисунок Т.1).

При движении НКА по орбите плоскость СОЗ постоянно вращается, что обуславливает непрерывное вращение бортовой системы координат вокруг оси r. Угловое положение бортовой системы при этом принято определять углом рыскания ψ , отсчитываемым от направления вектора скорости \mathbf{v} НКА до направления оси минус b. Положительным направлением такого отсчета является направление против часовой стрелки, если смотреть на плоскость, образуемую вектором \mathbf{v} и осью минус b, со стороны

положительного направления оси γ бортовой системы. Примеры изменения угла рыскания ψ и скорости его изменения для разных углов α_c между плоскостью орбиты и направлением на Солнце приведены на рисунках Т.2 и Т.3.

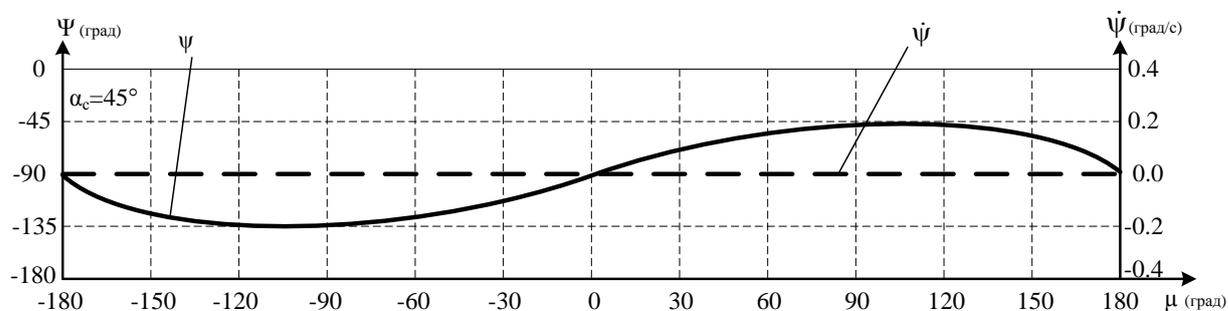


Рисунок Т.2 – Типичный характер изменения угла рыскания ψ его производной $\dot{\psi}$ как функции угла μ при большом угле α_c ($\alpha_c = 45^\circ$)

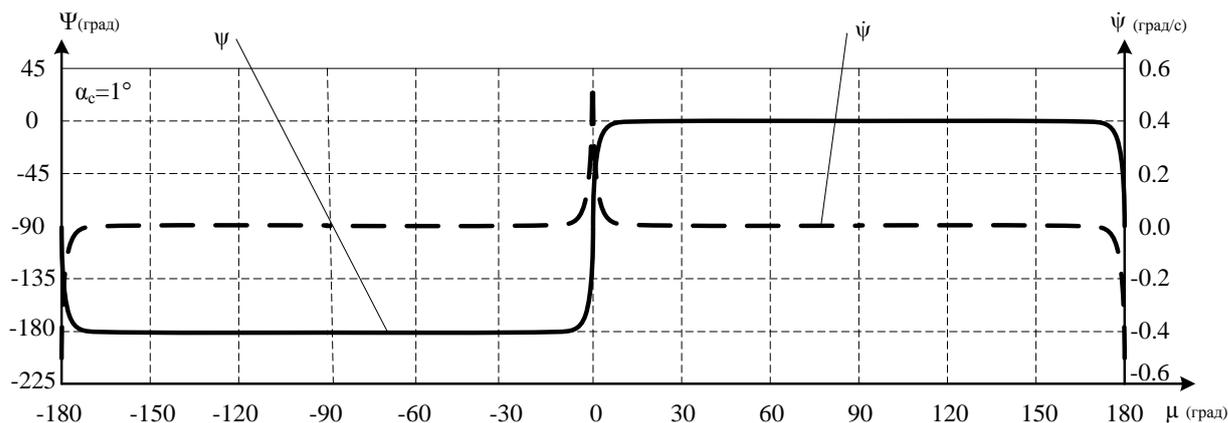
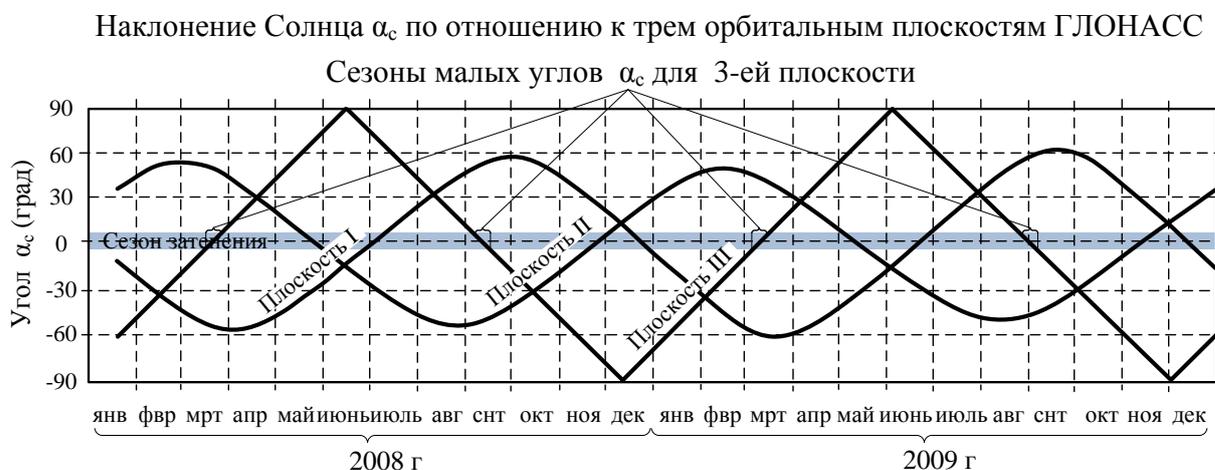


Рисунок Т.3 – Типичный характер изменения угла рыскания ψ и его производной $\dot{\psi}$ как функции угла μ при малом угле α_c ($\alpha_c = 1^\circ$)

На рисунке Т.2 видно, что при больших значениях угла α_c по модулю, характерных большей части периода повторяемости процессов ориентации, скорость разворота $\dot{\psi}$ оси минус b бортовой системы очень мала и может быть реализована соответствующими бортовыми исполнительными устройствами. В этом случае направления осей бортовой системы координат меняются очень медленно и определяются в каждый момент времени только направлением на Солнце (т.е. ось b и соответственно ось минус b постоянно удерживаются системой управления НКА в плоскости СОЗ). Этот режим медленного разворота бортовой системы координат далее будем называть режимом ориентации на Солнце.

Однако, как видно на рисунке Т.3, при малых значениях модуля угла α_c ($|\alpha_c| < 2^\circ$), которые наблюдаются дважды на периоде повторяемости процессов ориентации, на участках, прилегающих к точкам малых ($\mu \approx 0$) и больших ($\mu \approx 180$) углов СОЗ, необходимая скорость разворота оси b резко возрастает и может значительно превышать возможности бортовых исполнительных устройств. В этом случае применяется режим упреждающего разворота НКА. В этом режиме НКА начинает разворачиваться вокруг оси g заранее до моментов времени, в которые требующиеся скорости разворота превышают ограниченные возможности бортовых исполнительных устройств. Таким образом, на участках упреждающего разворота, ориентация осей бортовой системы координат определяется не направлением на Солнце, а алгоритмами управления, используемыми для осуществления упреждающего разворота НКА.

На рисунке Т.4 показано изменение угла α_c между плоскостью орбиты и направлением на Солнце для трех орбитальных плоскостей системы ГЛОНАСС. На рисунке Т.4 видно, что наступление интервалов времени малых углов α_c носит сезонный характер.



- Угол α_c изменяется при вращении Земли вокруг Солнца
- Сезоны малых углов α_c наступают через каждые 6 месяцев для 3-ей плоскости орбиты и несколько чаще (~ 176 суток) для 1-й и 2-й плоскостей
- Спутники в сезон малых углов α_c проходят за каждый свой период вращения вокруг Земли (~ 11 ч 15 мин) один раз через участок малых углов СОЗ и один раз участок больших углов СОЗ
- Участки пребывания КА в тени Земли делятся не более 53 мин.

Рисунок Т.4 – Повторяемость сезонов малых углов α_c для орбитальных плоскостей системы ГЛОНАСС

В качестве примера, сезоны для 3-й орбитальной плоскости на рисунке Т.4 выделены фигурными скобками. Сезон малых углов α_c для 3-ей плоскости наступает с периодом 6 месяцев. Сезоны для 1-й и 2-й плоскостей наступают несколько чаще (приблизительно 176 суток). Сезоны для 1-й и 2-й орбитальных плоскостей ГЛОНАСС делятся приблизительно 30 суток, а сезон для 3-й орбитальной плоскости – приблизительно 40 суток.

Внутри сезона малых углов α_c спутники за каждый свой период обращения вокруг Земли (приблизительно 11 ч 15 мин) проходят 1 раз через участок малых и 1 раз через участок больших углов СОЗ. При этом в начале сезона скорость разворота оси b бортовой системы на участках малых и больших углов СОЗ является малой и постепенно нарастает, достигая своего максимума в середине сезона. Затем эта длительность постепенно уменьшается до нуля к концу сезона.

Упреждающий разворот выполняется при величине угла α_c между плоскостью орбиты и направлением на Солнце менее 2° . Угол СОЗ на момент начала упреждающего разворота составляет более 175° при прохождении больших углов СОЗ и менее 5° при прохождении малых углов СОЗ. Максимальная длительность упреждающего разворота не превышает 15 мин. В результате, в сезон каждый НКА ГЛОНАСС приблизительно 4 раза в сутки входит в режим упреждающего разворота. Суммарное количество упреждающих разворотов за сезон при прохождении малых и больших углов СОЗ не превышает 22. Предварительная оценка показывает, что НКА находится в режиме упреждающего разворота порядка 0,1% всего САС. Таким образом, подавляющую часть времени ориентация бортовой системы координат НКА определяется направлением на Солнце.

В составе строк навигационного сообщения имеется специальный признак П2 режима ориентации НКА. При П2 = 1 НКА находится в режиме упреждающего разворота. В этом случае потребитель может отказаться от использования измерений данного НКА для высокоточных определений, либо же использовать параметры строки 16-го типа для пересчета координат центра масс НКА в координаты фазового центра антенны.

Из вышесказанного следует, что вычисление элементов матрицы перехода E по формуле (Т.2) осуществляется по-разному, в зависимости от расположения НКА: находится НКА в режиме ориентации на Солнце или в режиме упреждающего разворота.

Т.2 Вычисление матрицы перехода в режиме ориентации на Солнце в соответствии с направлениями осей бортовой системы координат НКА, принятыми в системе ГЛОНАСС

Исходными данными для вычисления матрицы перехода \mathbf{E} (Т.2) в режиме ориентации на Солнце являются радиус-вектор центра масс НКА $\mathbf{r} = (x_{\text{цм}} \quad y_{\text{цм}} \quad z_{\text{цм}})^T$ в системе координат ПЗ-90 на момент пересчета и единичный вектор $\mathbf{e}^c = [e_x^c \quad e_y^c \quad e_z^c]^T$ в системе координат ПЗ-90, ориентированный из центра Земли на центр видимого Солнца. Алгоритмы вычисления векторов \mathbf{r} и \mathbf{e}^c приведены в приложениях К и У соответственно.

Значение орта \mathbf{e}^r оси r бортовой системы координат определяется по формуле

$$\mathbf{e}^r = [e_x^r \quad e_y^r \quad e_z^r]^T = \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|}, \quad (\text{Т.3})$$

где $\mathbf{r} = (x_{\text{цм}} \quad y_{\text{цм}} \quad z_{\text{цм}})^T$ – радиус-вектор центра масс НКА в системе координат ПЗ-90, вычисленный по эфемеридным данным на момент пересчета.

Значение орта \mathbf{e}^n оси n бортовой системы координат определяется по формуле

$$\mathbf{e}^n = [e_x^n \quad e_y^n \quad e_z^n]^T = -\frac{\mathbf{e}^r \times \mathbf{e}^c}{|\mathbf{e}^r \times \mathbf{e}^c|} = -\frac{\mathbf{e}^r \times \mathbf{e}^c}{\sqrt{1 - ((\mathbf{e}^r)^T \mathbf{e}^c)^2}}, \quad (\text{Т.4})$$

где \times – операция векторного произведения; $\mathbf{e}^c = [e_x^c \quad e_y^c \quad e_z^c]^T$ – единичный вектор в системе координат ПЗ-90, ориентированный из центра Земли на центр видимого Солнца.

Значение орта \mathbf{e}^b оси b бортовой системы определяется по формуле

$$\mathbf{e}^b = [e_x^b \quad e_y^b \quad e_z^b]^T = \mathbf{e}^r \times \mathbf{e}^n. \quad (\text{Т.5})$$

В режиме ориентации на Солнце орты \mathbf{e}^r , \mathbf{e}^b , \mathbf{e}^n образуют вектор-столбцы матрицы перехода \mathbf{E} (см. (Т.2)).

Т.3 Вычисление матрицы перехода в режиме упреждающего разворота в соответствии с направлениями осей бортовой системы координат НКА, принятыми в системе ГЛОНАСС

Исходными данными для вычисления матрицы перехода \mathbf{E} (см. (Т.2)) в режиме упреждающего разворота являются радиус-вектор центра масс НКА $\mathbf{r} = (x_{\text{цм}} \quad y_{\text{цм}} \quad z_{\text{цм}})^T$, его вектор скорости $\mathbf{e}^v = [e_x^v \quad e_y^v \quad e_z^v]^T$ в системе координат ПЗ-90, а также значение угла рыскания ψ на момент пересчета. Алгоритм вычисления векторов \mathbf{r} и \mathbf{e}^v приведен в приложении К. Алгоритм вычисления угла рыскания ψ на момент пересчета рассмотрен в Т.4. Если значение угла рыскания ψ определено, то столбцы матрицы перехода \mathbf{E} (см. (Т.2)) вычисляются следующим образом.

Орт \mathbf{e}^r оси r бортовой системы координат определяется, как и ранее, по формуле (Т.3).

Орт \mathbf{e}^b оси b бортовой системы должен удовлетворять следующим трем условиям:

1) $(\mathbf{e}^r)^T \mathbf{e}^b = 0$ – ортогональность орта \mathbf{e}^b оси b бортовой системы координат к орту \mathbf{e}^r оси r;

2) $(\mathbf{e}^v)^T \mathbf{e}^b = -\cos \psi$ – орт минус \mathbf{e}^b оси b бортовой системы координат в режиме упреждающего разворота направлен по отношению к орту $\mathbf{e}^v = [e_x^v \quad e_y^v \quad e_z^v]^T$ вектора скорости НКА под углом рыскания ψ . Орт \mathbf{e}^v в геоцентрической прямоугольной пространственной системе координат вычисляется по формуле

$$\mathbf{e}^v = \mathbf{v}/|\mathbf{v}|, \quad (\text{Т.6})$$

где \mathbf{v} – вектор скорости в геоцентрической прямоугольной пространственной системе координат, вычисляется по эфемеридным данным на момент пересчета;

3) $(\mathbf{e}^b)^T \mathbf{e}^b = 1$ – нормированность орта \mathbf{e}^b оси b бортовой системы координат.

Записывая вышеперечисленные условия в скалярном виде, получаем следующую систему уравнений по отношению к компонентам e_x^b, e_y^b, e_z^b вектора $\mathbf{e}^b = [e_x^b \ e_y^b \ e_z^b]^T$:

$$\begin{aligned} e_x^r e_x^b + e_y^r e_y^b + e_z^r e_z^b &= 0 \\ e_x^v e_x^b + e_y^v e_y^b + e_z^v e_z^b &= -\cos \psi. \\ (e_x^b)^2 + (e_y^b)^2 + (e_z^b)^2 &= 1 \end{aligned} \quad (T.7)$$

Выражая e_x^b и e_y^b через $e_z^r e_z^b, e_z^v e_z^b$, присутствующих в первых двух уравнениях системы (T.7), получаем:

$$\begin{bmatrix} e_x^b \\ e_y^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{e_y^r (\cos \psi + e_z^b e_z^v)}{e_x^r e_y^v - e_y^r e_x^v} - \frac{e_z^b e_z^r e_y^v}{e_x^r e_y^v - e_y^r e_x^v} \\ \frac{e_z^b e_z^r e_x^v}{e_x^r e_y^v - e_y^r e_x^v} - \frac{e_x^r (\cos \psi + e_z^b e_z^v)}{e_x^r e_y^v - e_y^r e_x^v} \end{bmatrix}. \quad (T.8)$$

Подставляя выражения для e_x^b и e_y^b , вытекающие из (T.8), в третье уравнение системы (T.7), получаем квадратное уравнение для e_z^b :

$$\left(\frac{e_y^r (\cos \psi + e_z^b e_z^v)}{e_x^r e_y^v - e_y^r e_x^v} - \frac{e_z^b e_z^r e_y^v}{e_x^r e_y^v - e_y^r e_x^v} \right)^2 + \left(\frac{e_z^b e_z^r e_x^v}{e_x^r e_y^v - e_y^r e_x^v} - \frac{e_x^r (\cos \psi + e_z^b e_z^v)}{e_x^r e_y^v - e_y^r e_x^v} \right)^2 + (e_z^b)^2 = 1. \quad (T.9)$$

Решая квадратное уравнение (T.9), находим два корня e_{z1}^b, e_{z2}^b , которые, будучи подставленными в (T.8), порождают два векторных решения соответственно $[e_{x1}^b \ e_{y1}^b]^T$ и $[e_{x2}^b \ e_{y2}^b]^T$. Объединение этих решений с e_{z1}^b и e_{z2}^b , образуют два полных векторных решения $\mathbf{e}^{b1} = [e_{x1}^b \ e_{y1}^b \ e_{z1}^b]^T, \mathbf{e}^{b2} = [e_{x2}^b \ e_{y2}^b \ e_{z2}^b]^T$ системы (T.7). Учитывая нормированность ортов $\mathbf{e}^r, \mathbf{e}^v$, векторные решения $\mathbf{e}^{b1, b2}$ можно представить в следующем виде:

$$\begin{aligned}
\mathbf{e}^{b1,b2} &= \frac{1}{1 - \left((\mathbf{e}^r)^T \mathbf{e}^v \right)^2} \left(\left((\mathbf{e}^r)^T \mathbf{e}^v \right) \mathbf{e}^r - \mathbf{e}^v \right) \cos \psi \pm \mathbf{e}^r \times \mathbf{e}^v \sqrt{1 - \left((\mathbf{e}^r)^T \mathbf{e}^v \right)^2 - \cos^2 \psi} = \\
&= \frac{1}{\sin^2 \phi} \left((\cos \phi \cdot \mathbf{e}^r - \mathbf{e}^v) \cos \psi \pm \mathbf{e}^r \times \mathbf{e}^v \sqrt{\sin^2 \phi - \cos^2 \psi} \right) = \\
&= \frac{1}{\sin^2 \phi} \left(\mathbf{a} \cdot \cos \psi \pm \mathbf{b} \sqrt{\sin^2 \phi - \cos^2 \psi} \right),
\end{aligned} \tag{T.10}$$

где $\cos \phi = (\mathbf{e}^r)^T \mathbf{e}^v$ – косинус угла между осью r бортовой системы и вектором \mathbf{v} линейной скорости НКА, $\sin^2 \phi = 1 - \left((\mathbf{e}^r)^T \mathbf{e}^v \right)^2$, $\mathbf{a} = \cos \phi \cdot \mathbf{e}^r - \mathbf{e}^v$, $\mathbf{b} = \mathbf{e}^r \times \mathbf{e}^v$.

Из двух возможных значений $\mathbf{e}^{b1,b2}$ (Т.10) выбирается то значение \mathbf{e}^b , которое удовлетворяет условию отрицательности проекции направления на Солнце на ось b бортовой системы координат

$$(\mathbf{e}^c)^T \mathbf{e}^b < 0. \tag{T.11}$$

Орт \mathbf{e}^n оси n дополняет бортовую систему до правой:

$$\mathbf{e}^n = \mathbf{e}^r \times \mathbf{e}^b, \tag{T.12}$$

где \mathbf{e}^b – выбранный ранее по правилу (Т.11) орт оси b .

Значение орта \mathbf{e}^n после выбора из условия (Т.11) одного из возможных значений знака « \pm » в формуле (Т.10), может быть так же вычислено по формуле

$$\mathbf{e}^n = \frac{1}{\sin^2 \phi} \left(\mathbf{b} \cdot \cos \psi \pm \mathbf{a} \cdot \sqrt{\sin^2 \phi - \cos^2 \psi} \right). \tag{T.13}$$

В режиме упреждающего разворота орты \mathbf{e}^r , \mathbf{e}^b , \mathbf{e}^n образуют вектор-столбцы матрицы перехода \mathbf{E} (см. (Т.2)).

Т.4 Вычисление потребителем угла рыскания ψ на заданный момент времени в режиме упреждающего разворота в соответствии с направлениями осей бортовой системы координат, принятыми в системе ГЛОНАСС

Вычисление угла рыскания ψ на заданный момент времени T по бортовой шкале, осуществляется по формуле

$$\psi = \psi_{\text{вх}} + \text{sn} \cdot \psi_{\text{р}}, \quad (\text{T.14})$$

где $\psi_{\text{вх}}$ – угол рыскания в момент перехода из режима ориентации на Солнце в режим упреждающего разворота; sn – знак упреждающего разворота, передаваемый в навигационном сообщении; $\psi_{\text{р}}$ – абсолютное значение (модуль) угла разворота на заданный момент времени T по бортовой шкале.

Максимальное значение угла $\psi_{\text{р}}$ в момент выхода НКА из режима упреждающего разворота далее будет называться углом полного разворота $\psi_{\text{пр}}$.

Углы ψ , $\psi_{\text{вх}}$, $\psi_{\text{р}}$ в орбитальной системе координат $OX_0Y_0Z_0$ показаны на рисунках Т.5, Т.6 соответственно при малых и больших углах COZ при положительном угле α_c , а на рисунках Т.7, Т.8 соответственно при малых и больших углах COZ при отрицательном угле α_c (см. рисунок Т.1). На упреждающих разворотах при прохождении больших и малых углов COZ и угле α_c между плоскостью орбиты и направлением на Солнце одного и того же знака, развороты НКА выполняются в противоположных направлениях.

Начало орбитальной системы расположено в центре масс НКА, ось OX_0 направлена по прямой, соединяющей центр масс НКА с центром Земли в сторону от Земли, ось OY_0 – направлена по вектору линейной скорости НКА, ось OZ_0 – дополняет систему координат до правой.

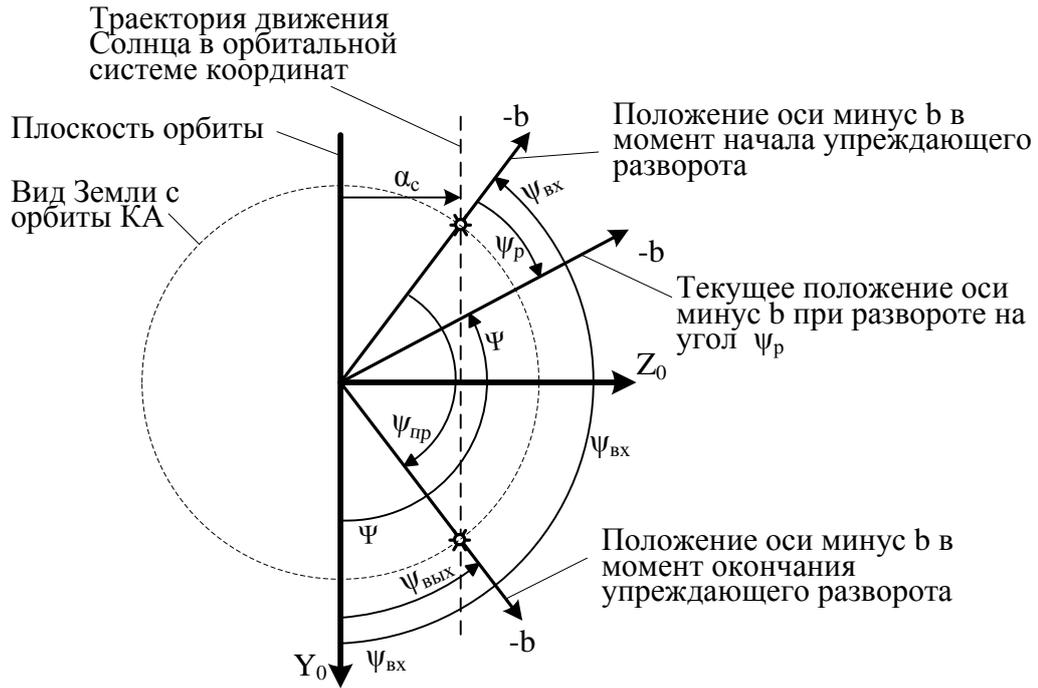


Рисунок Т.5 – Разворот оси минус b бортовой системы координат в режиме упреждающего разворота при прохождении малых углов СОЗ при положительном угле α_c между плоскостью орбиты и направлением на Солнце

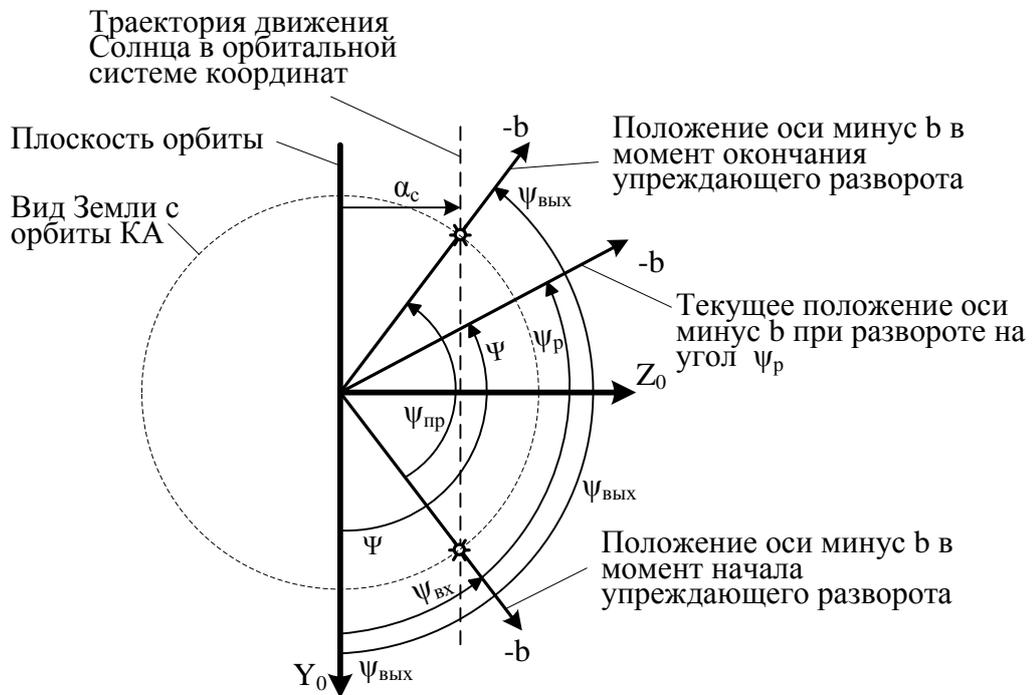


Рисунок Т.6 – Разворот оси минус b бортовой системы координат в режиме упреждающего разворота при прохождении больших углов СОЗ при положительном угле α_c между плоскостью орбиты и направлением на Солнце

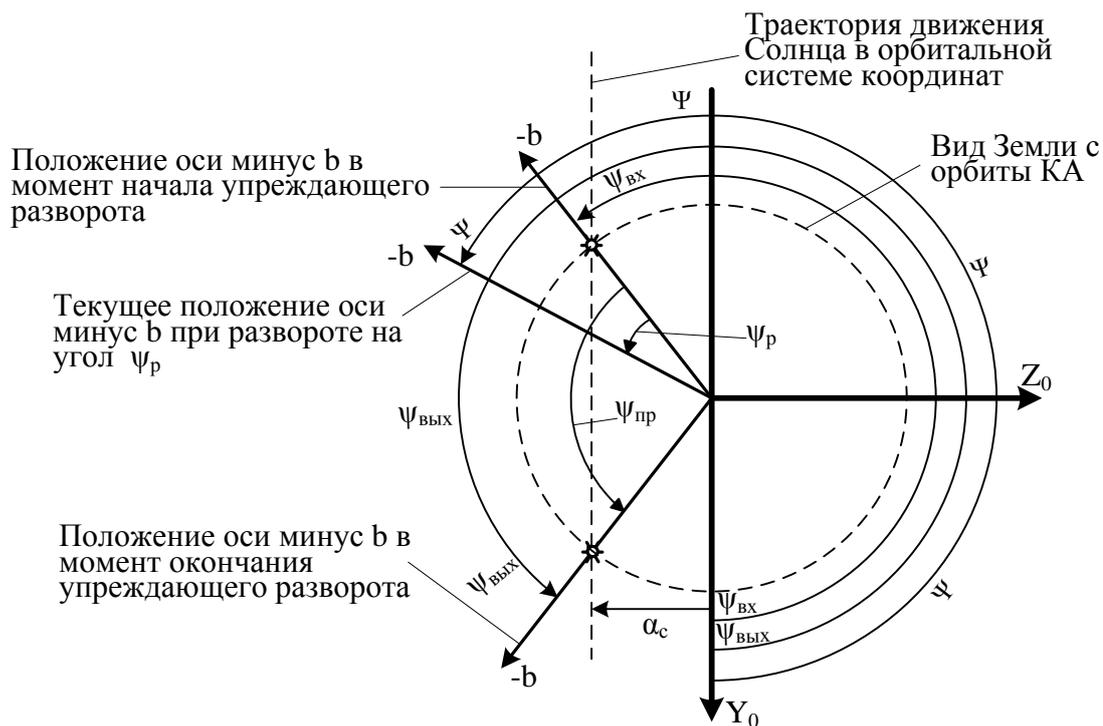


Рисунок Т.7 – Разворот оси минус b бортовой системы координат в режиме упреждающего разворота при прохождении малых углов СОЗ при отрицательном угле α_c между плоскостью орбиты и направлением на Солнце

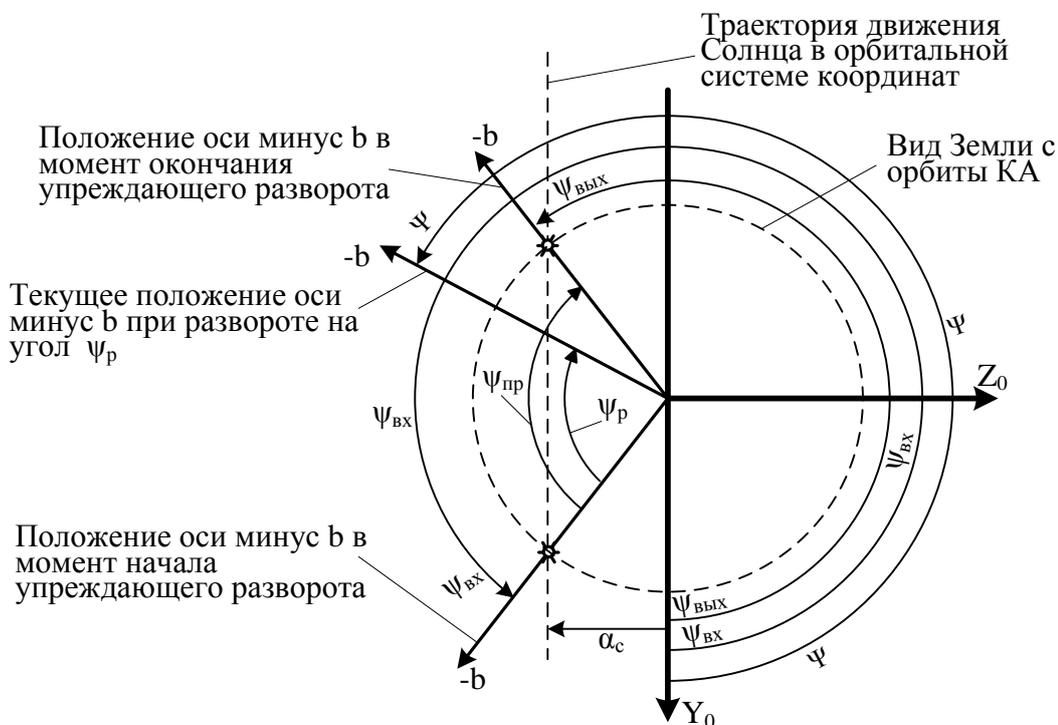


Рисунок Т.8 – Разворот оси минус b бортовой системы координат в режиме упреждающего разворота при прохождении больших углов СОЗ при отрицательном угле α_c между плоскостью орбиты и направлением на Солнце

Положительным направлением отсчета всех углов, является направление против часовой стрелки. Диапазон отсчета углов составляет от 0 до 2π .

Для расчета угла рыскания ψ в режиме упреждающего разворота, в строке 16-го типа передаются данные, необходимые для вычисления угла разворота ψ_p на текущий момент времени T по БШВ, передаваемой сигналом. Вход в режим упреждающего разворота по той же ШВ осуществляется в момент $T_{вх}$. В момент времени $T_{вх}$ НКА начинает наращивать с постоянным угловым ускорением $\dot{\omega}$ угловую скорость $\omega_{вх}$, с которой он вошел в режим упреждающего разворота. Существует два варианта наращивания скорости.

- При малых углах полного разворота $\psi_{пр}$ (1-й вариант) рост угловой скорости разворота НКА ограничен необходимостью обеспечения заданного угла полного разворота $\psi_{пр}$ и заданной угловой скорости $\omega_{вых}$ в момент выхода НКА из режима упреждающего разворота. Соответствующее изменение угловой скорости разворота НКА в этом первом варианте показано на рисунке Т.9. На этом рисунке τ_1 – длительность интервала времени от момента $T_{вх}$ до момента окончания наращивания угловой скорости с постоянным угловым ускорением $\dot{\omega}$. Эта длительность равна длительности интервала времени уменьшения с постоянным угловым ускорением $\dot{\omega}$ угловой скорости разворота НКА до значения $\omega_{вых} = \omega_{вх}$ в момент выхода НКА из режима упреждающего разворота;
- При больших углах полного разворота $\psi_{пр}$ (2-й вариант) рост угловой скорости разворота НКА ограничивается заданным значением ω_{max} . При этом для обеспечения заданного угла полного разворота $\psi_{пр}$ и заданной угловой скорости $\omega_{вых} = \omega_{вх}$ в момент выхода НКА из режима упреждающего разворота, должен существовать горизонтальный участок разворота НКА с постоянной угловой скоростью ω_{max} . Такой участок показан на рисунке Т.10. На этом рисунке τ_2 – длительность интервала времени разворота НКА с постоянной максимальной угловой скоростью ω_{max} . Остальные обозначения совпадают с обозначениями, введенными на рисунке Т.9.

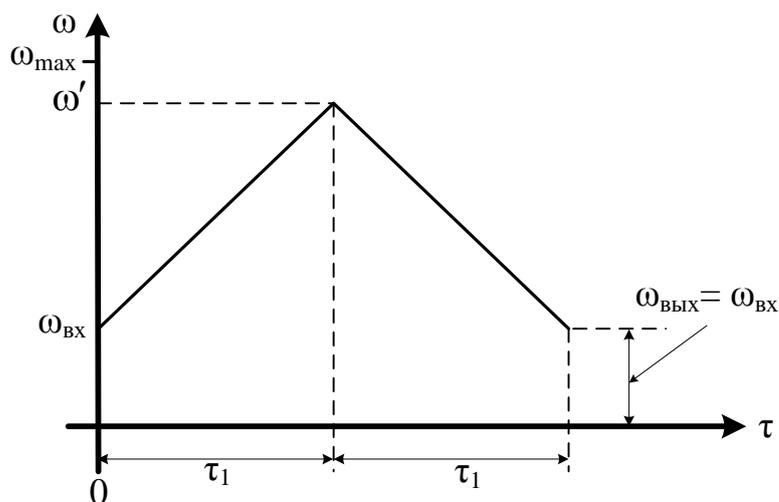


Рисунок Т.9 – Изменение угловой скорости при малых углах полного разворота $\psi_{пр}$

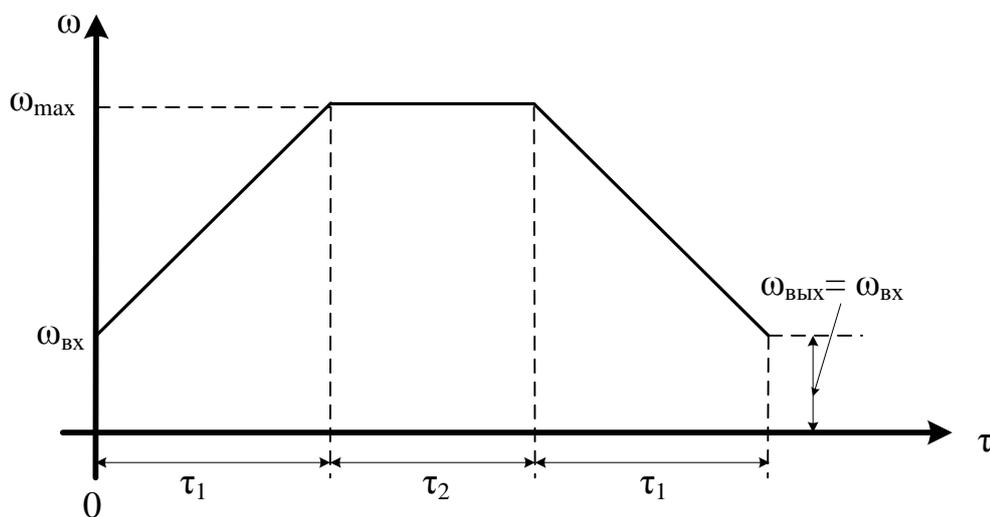


Рисунок Т.10 – Изменение угловой скорости при больших углах полного разворота $\psi_{пр}$

Границей, разделяющей 1-й и 2-й варианты разворота, является равенство угловой скорости ω' , показанной на рисунке Т.9, скорости ω_{max} . При этом

$$\tau_1 = \frac{\omega_{max} - \omega_{вх}}{\dot{\omega}} \quad (Т.15)$$

Угол полного разворота $\psi_{пр}$, соответствующий 1-му варианту, должен удовлетворять условию

$$\omega_{вх} \tau_1 + \frac{\dot{\omega} \tau_1^2}{2} + (\omega_{вх} + \dot{\omega} \tau_1) \tau_1 - \frac{\dot{\omega} \tau_1^2}{2} \geq \psi_{пр}. \quad (Т.16)$$

Подставив (Т.15) в (Т.16), получим условие, при котором выполняется 1-й вариант упреждающего разворота:

$$\frac{\omega_{\max}^2 - \omega_{вх}^2}{\dot{\omega}} \geq \psi_{пр}. \quad (Т.17)$$

В противном случае выполняется 2-й вариант.

Если задать интервалы времени τ_1 , τ_2 , то значение угла разворота ψ_p может быть вычислено по следующим формулам:

- для 1-го варианта по формуле

$$\psi_p(\tau) = \begin{cases} \omega_{вх} \tau + \frac{\dot{\omega} \tau^2}{2} & \text{при } 0 < \tau \leq \tau_1 \\ \omega_{вх} \tau_1 + \frac{\dot{\omega} \tau_1^2}{2} + (\omega_{вх} + \dot{\omega} \tau_1)(\tau - \tau_1) - \frac{\dot{\omega}(\tau - \tau_1)^2}{2} & \text{при } \tau_1 < \tau \leq 2\tau_1 \end{cases} \quad (Т.18)$$

где $\tau = T - T_{вх}$.

- для 2-го варианта по формуле

$$\psi_p(\tau) = \begin{cases} \omega_{вх} \tau + \frac{\dot{\omega} \tau^2}{2} & \text{при } 0 < \tau \leq \tau_1 \\ \omega_{вх} \tau_1 + \frac{\dot{\omega} \tau_1^2}{2} + \omega_{\max}(\tau - \tau_1) & \text{при } \tau_1 < \tau \leq \tau_1 + \tau_2 \\ \omega_{вх} \tau_1 + \frac{\dot{\omega} \tau_1^2}{2} + \omega_{\max}(\tau - \tau_1) - \frac{\dot{\omega}(\tau - \tau_1 - \tau_2)^2}{2} & \text{при } \tau_1 + \tau_2 < \tau \leq 2\tau_1 + \tau_2 \end{cases} \quad (Т.19)$$

Таким образом, если потребителю сообщить значения параметров $T_{вх}$, τ_1 , τ_2 , $\omega_{вх}$, ω_{\max} , $\dot{\omega}$, то он по формуле (Т.18) или (Т.19) сможет вычислить необходимое значение угла разворота ψ_p . Выбор одной из двух формул удобно осуществить, анализируя значение

параметра τ_2 . Если $\tau_2 = 0$, то необходимо использовать формулы (Т.18). В противном случае используются формулы (Т.19).

Т.5 Формальное описание алгоритма вычисления матрицы перехода E в режиме упреждающего разворота

Для вычисления матрицы перехода E (см. (Т.2)) в режиме упреждающего разворота, в навигационном сообщении передаются следующие данные:

$T_{вх}$ – момент времени по бортовой шкале входа НКА в режим упреждающего разворота;

$\Psi_{вх}$ – угол рыскания в момент $T_{вх}$;

sp – знак упреждающего разворота;

ω_{max} – заданная максимальная скорость разворота НКА при упреждающем развороте;

$\omega_{вх}$ – угловая скорость разворота НКА в момент $T_{вх}$ ($\omega_{вх} < \omega_{max}$);

$\dot{\omega}$ – постоянное угловое ускорение (замедление) НКА;

τ_1 – длительность интервала времени от момента $T_{вх}$ до момента окончания наращивания угловой скорости с угловым ускорением $\dot{\omega}$, или длительность интервала времени уменьшения с угловым ускорением $\dot{\omega}$ угловой скорости разворота НКА до значения $\omega_{вых} = \omega_{вх}$ в момент выхода НКА из режима упреждающего разворота;

τ_2 – длительность интервала времени разворота НКА с заданной максимальной угловой скоростью ω_{max} .

Вычисление матрицы перехода E (см. (Т.2)) в режиме упреждающего разворота осуществляется в соответствии со следующим алгоритмом:

1 Определение времени T по бортовой шкале на момент, в который требуется вычисление матрицы перехода E (см. (Т.2)):

$$T = T_{прм} - \rho/c, \quad (Т.20)$$

где $T_{прм}$ – время по шкале приемника в момент, к которому привязывается решение навигационной задачи с использованием матрицы перехода E ;

ρ – псевдодальность, измеренная в приемнике в момент $T_{прм}$;

c – скорость света.

2 Вычисление интервала времени τ от момента $T_{\text{вх}}$ по бортовой шкале до текущего момента времени T :

$$\tau = T - T_{\text{вх}} \quad (\text{T.21})$$

3 Если $\tau_2=0$

{

$$\text{если } 0 < \tau \leq \tau_1 \quad \psi_p(\tau) = \omega_{\text{вх}} \tau + \frac{\dot{\omega} \tau^2}{2}$$

$$\text{иначе } \psi_p(\tau) = \omega_{\text{вх}} \tau_1 + \frac{\dot{\omega} \tau_1^2}{2} + (\omega_{\text{вх}} + \dot{\omega} \tau_1)(\tau - \tau_1) - \frac{\dot{\omega}(\tau - \tau_1)^2}{2}$$

}

иначе

{

$$\text{если } 0 < \tau \leq \tau_1 \quad \psi_p(\tau) = \omega_{\text{вх}} \tau + \frac{\dot{\omega} \tau^2}{2}$$

иначе

{

$$\text{если } \tau_1 < \tau \leq \tau_1 + \tau_2 \quad \psi_p(\tau) = \omega_{\text{вх}} \tau_1 + \frac{\dot{\omega} \tau_1^2}{2} + \omega_{\text{max}} (\tau - \tau_1)$$

$$\text{иначе } \psi_p(\tau) = \omega_{\text{вх}} \tau_1 + \frac{\dot{\omega} \tau_1^2}{2} + \omega_{\text{max}} (\tau - \tau_1) - \frac{\dot{\omega}(\tau - \tau_1 - \tau_2)^2}{2}$$

}

}

4 Расчет по формуле (Т.14) значения угла рыскания Ψ в момент времени T по бортовой шкале.

5 Вычисление времени $T_{\text{МДВ}}$ в шкале московского декретного времени (шкале МДВ), соответствующего моменту T по бортовой шкале путем внесения частотно временных поправок, передаваемых в навигационном сообщении, в значение T .

6 Расчет по эфемеридным данным с использованием $T_{\text{МДВ}}$ гринвичских координат и составляющих вектора скорости \mathbf{v} .

7 Вычисление компонент ортов \mathbf{e}^r , \mathbf{e}^v по формулам (Т.3) и (Т.6) соответственно.

8 Расчет компонент ортов \mathbf{e}^b , \mathbf{e}^n по формулам (Т.10) и (Т.12) либо (Т.13) соответственно.

9 Формирование матрицы перехода \mathbf{E} (Т.2) из компонент векторов \mathbf{e}^f , \mathbf{e}^b , \mathbf{e}^n .

Приложение У

Алгоритм расчета направляющих косинусов, удаления и координат истинного и видимого Солнца

Необходимые для интегрирования дифференциальных уравнений (К.1) направляющие косинусы ξ_c , η_c , ζ_c и удаление Солнца r_c на момент t_b шкалы МДВ, к которому привязаны эфемериды ГЛОНАСС, рассчитываются по формулам

$$\begin{aligned}\xi_c &= \cos \vartheta_c \cdot \cos \omega_c - \sin \vartheta_c \cdot \sin \omega_c, \\ \eta_c &= (\sin \vartheta_c \cdot \cos \omega_c + \cos \vartheta_c \cdot \sin \omega_c) \cos \varepsilon, \\ \zeta_c &= (\sin \vartheta_c \cdot \cos \omega_c + \cos \vartheta_c \cdot \sin \omega_c) \sin \varepsilon, \\ r_c &= a_c \cdot (1 - e_c \cos E_c).\end{aligned}\tag{У.1}$$

где $\sin \vartheta_c = \frac{\sqrt{1 - e_c^2} \sin E_c}{1 - e_c \cos E_c};$

$$\cos \vartheta_c = \frac{\cos E_c - e_c}{1 - e_c \cos E_c};$$

$E_c = q_c + e_c \sin E_c$ – уравнение Кеплера для эксцентрической аномалии, решается методом итераций, начальное приближение $E_c = q_c$, пока $|E_c - E_{c \text{ (пред. шаг)}}|$ не будет меньше 10^{-8} ;

a_c – большая полуось «орбиты» Солнца, $a_c = 1,49598 \cdot 10^8$ км;

e_c – эксцентриситет «орбиты» Солнца, $e_c = 0,016719$.

Параметры нутации Солнца на момент задания эфемерид ГЛОНАСС t_b рассчитываются по следующим формулам:

- средняя аномалия Солнца, рад:

$$q_c = 6,2400601269 + 628,3019551714 \cdot T - 0,0000026820 \cdot T^2;$$

- средняя тропическая долгота перигея «орбиты» Солнца, рад:

$$\omega_c = -7,6281824375 + 0,0300101976 \cdot T + 0,0000079741 \cdot T^2;$$

- время от эпохи 2000 года, 1 января, 12 ч (UTC(SU)) до момента задания эфемерид ГЛОНАСС (шкалы МДВ) t_b в юлианских столетиях по 36525 эфемеридных суток:

$$T = (JD0 + (t_b - 10800) / 86400 - 2451545,0) / 36525,$$

где $JD0$ – текущая юлианская дата на 0 часов шкалы МДВ, алгоритм расчета которой по данным из навигационного сообщения ГЛОНАСС приведен в приложении Л;

t_b – момент по шкале МДВ, к которому привязаны эфемериды ГЛОНАСС, с;

10800 – разница между московским декретным временем (МДВ) и координированным временем (UTC(SU)), с;

2451545,0 – юлианская дата на 12 ч 1 января 2000 года (UTC(SU)).

Координаты истинного Солнца на момент t_i в прямоугольной инерциальной геоцентрической системе координат $OX_0Y_0Z_0$, начало которой O совпадает с началом координат системы ПЗ-90, ось OX_0 направлена в точку весеннего равноденствия, ось OZ_0 направлена на Северный полюс мира и совпадает с осью OZ системы ПЗ-90 и ось OY_0 дополняет систему до правой, рассчитываются по формулам

$$\begin{aligned} x_{c0} &= r_c \xi_c, \\ y_{c0} &= r_c \eta_c, \\ z_{c0} &= r_c \zeta_c. \end{aligned} \quad (Y.2)$$

Координаты видимого Солнца на момент t_i в прямоугольной инерциальной геоцентрической системе координат $OX_0Y_0Z_0$ рассчитываются по следующему алгоритму:

- 1 Рассчитывается удаление Солнца r_c по формулам (Y.1) на момент t_i .
- 2 Находится время распространения света от Солнца до Земли по формуле

$$\Delta t = r_c / c,$$

где c – скорость света в вакууме, $c = 299792458$ м/с.

3 Рассчитывается направляющие косинусы и удаление Солнца ξ_c , η_c , ζ_c , r_c по формулам (Y.1) на момент $t_i - \Delta t$;

4 По вычисленным значениям ξ_c , η_c , ζ_c , r_c по формулам (У.2) рассчитываются координаты видимого Солнца.

Пересчет координат истинного и видимого Солнца из инерциальной системы $Ox_0y_0z_0$ в связанную систему координат ПЗ-90 осуществляется по следующим формулам:

$$\begin{aligned}x_c &= x_{c0} \cdot \cos S + y_{c0} \cdot \sin S, \\y_c &= -x_{c0} \cdot \sin S + y_{c0} \cdot \cos S, \\z_c &= z_{c0}, \\S &= \text{GMST} + \omega_3 \cdot (t_i - 10800),\end{aligned}\tag{У.3}$$

где GMST – среднее звездное время по Гринвичу, вычисляемое по методике, приведенной в приложении Л;

ω_3 – средняя угловая скорость вращения Земли относительно точки весеннего равноденствия, $\omega_3 = 7,2921151467 \cdot 10^{-5}$ рад/с.

Приложение Ф

Релятивистские поправки в системе ГЛОНАСС

В ГЛОНАСС вводятся две релятивистских поправки. Первая поправка обусловлена разностью эффективных гравитационных потенциалов на поверхности земного геоида и на высоте орбиты навигационного спутника. Эта поправка учитывается смещением частоты сигнала, формируемого бортовым стандартом 5,0 МГц на относительную величину $\Delta f/f_{\text{ст.н}} = -4,36 \cdot 10^{-10}$, или $\Delta f = -2,18 \cdot 10^{-3}$ Гц. Т.е. частота сигнала бортового генератора с точки зрения наблюдателя, находящегося на борту НКА равна 4,99999999782 МГц (для круговых орбит НКА ГЛОНАСС с номинальной высотой 19100 км), а для наземного наблюдателя равна 5,0 МГц.

Вторая релятивистская поправка обусловлена небольшой эллиптичностью орбиты НКА. Текущее значение этой поправки для каждого участка орбиты каждого НКА вычисляется ПКУ и вкладывается в значения параметров $\tau^j(t_b)$, $\gamma^j(t_b)$, $\beta^j(t_b)$ передаваемых в 10-й строке навигационного сообщения.

Таким образом, в системе ГЛОНАСС учет релятивистских поправок при обработке измерений осуществляется автоматически без участия потребителя.

По всем вопросам, связанным с ИКД системы ГЛОНАСС, вы можете обращаться в акционерное общество «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» (АО «Российские космические системы»).

e-mail: contact@spacecorp.ru

Website: <http://russianspacesystems.ru>

© Акционерное общество «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» (АО «Российские космические системы»)
2016