

ГЛОБАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СПУТНИКОВАЯ СИСТЕМА

ГЛОНАСС



ИНТЕРФЕЙСНЫЙ КОНТРОЛЬНЫЙ ДОКУМЕНТ

Общее описание системы

Редакция 1
(20.09.2013)

МОСКВА
2013 г.

УТВЕРЖДАЮ

Командующий Космическими войсками

О.Н. Остапенко

УТВЕРЖДАЮ

Руководитель Федерального
космического агентства

В.А. Поповкин

**ГЛОБАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СПУТНИКОВАЯ СИСТЕМА
ГЛОНАСС**

ИНТЕРФЕЙСНЫЙ КОНТРОЛЬНЫЙ ДОКУМЕНТ

Общее описание системы

Редакция 1

СОГЛАСОВАНО

Начальник штаба – первый заместитель
командующего Космическими войсками

А.Н. Якушин

Начальник вооружения – заместитель
командующего Космическими войсками
по вооружению

А.Н. Иванов

Начальник Управления развития и
обеспечения заказов космических систем
и средств РКО

Ю.В. Власов

Заместитель начальника 4 ЦНИИ
Минобороны России по ВКИ

А.Ю. Данилюк

СОГЛАСОВАНО

Заместитель руководителя
Федерального космического агентства

А.Е. Шилов

Начальник Управления космических
систем навигации, связи и наземных
комплексов управления Федерального
космического агентства

С.О. Владимиров

И.о. генерального конструктора ОАО
«Российские космические системы»

С.А. Ежов

Генеральный конструктор и
генеральный директор ОАО «ИСС»

Н.А. Тестоедов

Генеральный конструктор
ОАО «РИРВ»

Б.В. Шебшаевич

От Минобороны России	От Федерального космического агентства	От ОАО «ИСС»	От ОАО «Российские космические системы»
Начальник оперативного управления штаба Космических войск	Начальник отдела	Первый заместитель генерального конструктора и генерального директора	Заместитель генерального директора – генерального конструктора
И.В. Морозов	И.М. Курский	В.Е. Косенко	Г.Г. Ступак
		Главный конструктор разработки КК координатно- метрического назначения	Заместитель Генерального конструктора
		С.В. Сторожев	В.В. Дворкин
			Заместитель начальника центра цб
			А.А. Поваляев
От 4 ЦНИИ Минобороны России	От ОАО «РИРВ»		
Начальник отдела	Заместитель генерального конструктора		
С.А. Панов	С.П. Баринов		

СОДЕРЖАНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ РИСУНКОВ	6
ПЕРЕЧЕНЬ ТАБЛИЦ.....	6
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ.....	7
1 ВВЕДЕНИЕ.....	8
1.1 Назначение системы ГЛОНАСС	8
1.2 Состав системы ГЛОНАСС	8
1.3 Концепция навигационных определений	8
2 ОБЩИЕ ВОПРОСЫ.....	10
2.1 Определение интерфейсного контрольного документа.....	10
2.2 Согласование и изменение интерфейсного контрольного документа.....	10
3 ШКАЛЫ ВРЕМЕНИ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС	12
3.1 Перечень шкал времени.....	12
3.2 Описание шкал времени.....	12
4 ГЕОДЕЗИЧЕСКОЕ ОСНОВА СИСТЕМЫ ГЛОНАСС.....	15
5 ОБЩИЕ СВОЙСТВА СИГНАЛОВ.....	20
5.1 Общие характеристики излучаемых радиосигналов	20
6 КОНТРОЛЬ НАВИГАЦИОННОГО ПОЛЯ РАДИОСИГНАЛОВ ГЛОНАСС	22
Приложение А Уровни радиосигналов принимаемых потребителем.....	23
Приложение Б Рекомендации по организации работы приемника радиосигналов ГЛОНАСС при плановой секундной коррекции шкал МДВ и ШВС ГЛОНАСС	24
Б.1 Особенности в работе навигационного приемника, возникающие вследствие проведения плановой секундной коррекции шкал МДВ и ШВС ГЛОНАСС, при вхождении в синхронизм по строкам навигационного сообщения.....	24
Б.2 Особенности в работе навигационного приемника, возникающие вследствие проведения плановой секундной коррекции шкал ШВС ГЛОНАСС и МДВ, при формировании измерений псевдозадержек и псевдофаз.....	26
Б.3 Особенности использования эфемеридных данных, возникающие после осуществления плановой секундной коррекции шкал ШВС ГЛОНАСС и МДВ.....	27
Приложение В Примеры алгоритмов расчета координат и составляющих вектора скорости НКА по данным эфемерид.....	29
В.1 Точный алгоритм пересчета эфемерид НКА на заданный момент времени шкалы МДВ	29
В.2 Упрощенный алгоритм пересчета эфемерид НКА на заданный момент времени шкалы МДВ.....	36
Приложение Г Алгоритм пересчета текущей даты четырехлетия в дату юлианского и григорианского календаря, расчет среднего звездного времени по Гринвичу	39
Приложение Д Алгоритм расчета параметров движения НКА по данным альманаха	41

Д.1	Алгоритм расчета координат и составляющих вектора скорости НКА на заданный момент времени t_i по шкале МДВ, расположенный на сутках с календарным номером N внутри четырехлетнего периода	41
Д.2	Пример расчета координат и компонент вектора скорости КА по данным альманаха.....	45
Приложение Е Рекомендации по использованию факторов точности $\Phi_{\Sigma}^j, \Phi_T^j$		49
Приложение Ж Алгоритм использования параметров модели ионосферы.....		50
Ж.1	Алгоритм использования параметров модели ионосферы	50
Ж.2	Расчет интегрального значения электронной концентрации для наземного и орбитального потребителя.....	51
Ж.3	Расчет интегрального значения электронной концентрации для наземного потребителя	56
Ж.4	Пример расчета электронной концентрации в заданной точке пространства	57
Приложение И Передача параметров ориентации НКА «Глонасс-К2» в составе ЦИ сигналов с кодовым разделением		64
И.1	Режимы, определяющие ориентацию бортовой системы координат НКА «Глонасс-К2»	65
И.2	Вычисление матрицы перехода в режиме ориентации на Солнце в соответствии с направлениями осей бортовой системы координат НКА, принятыми в системе ГЛОНАСС	71
И.3	Вычисление матрицы перехода в режиме упреждающего разворота в соответствии с направлениями осей бортовой системы координат НКА, принятыми в системе ГЛОНАСС.....	72
И.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	75
И.5	Вычисление на борту НКА интервалов времени τ_1, τ_2, τ_3	80
И.6	Формальное описание алгоритма вычисления матрицы перехода E в режиме упреждающего разворота	81
Приложение К Алгоритм расчета направляющих косинусов, радиус-вектора и координат истинного и видимого Солнца		85

ПЕРЕЧЕНЬ РИСУНКОВ

Рисунок 4.1 – Положение координатных осей системы отсчета геоцентрических прямоугольных пространственных координат (X, Y и H)	16
Рисунок 4.2 – Система отсчета геодезическая координат (B, L, и H)	17
Рисунок И.1 – Прохождение НКА точек малых и больших углов СОЗ	66
Рисунок И.2 – Типичный характер изменения угла рыскания ψ его производной $\dot{\psi}$ как функции угла μ при больших углах α_c ($\alpha_c = 45^\circ$)	68
Рисунок И.3 – Типичный характер изменения угла рыскания ψ и его производной $\dot{\psi}$ как функции угла μ при малых углах α_c ($\alpha_c = 1^\circ$).....	68
Рисунок И.4 – Повторяемость сезонов малых углов α_c для орбитальных плоскостей системы ГЛОНАСС.....	70
Рисунок И.5 – Разворот оси минус b бортовой системы координат в режиме упреждающего разворота при положительном угле α_c между плоскостью орбиты и направлением на Солнце	76
Рисунок И.6 – Разворот оси минус b бортовой системы координат в режиме упреждающего разворота при отрицательном угле α_c между плоскостью орбиты и направлением на Солнце	76
Рисунок И.7 – Изменение угловой скорости при малых углах полного разворота $\psi_{пр}$	78
Рисунок И.8 – Изменение угловой скорости при больших углах полного разворота $\psi_{пр}$	78

ПЕРЕЧЕНЬ ТАБЛИЦ

Таблица 4.1 – Фундаментальные геодезические константы и основные параметры общеземного эллипсоида ПЗ-90.....	18
Таблица И.1 – Основные целевые индикаторы и показатели реализации мероприятий федеральной целевой программы «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012 – 2020» годы в части точностных характеристик	65

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

- АП – аппаратура потребителя
- БСУ – бортовое синхронизирующее устройство
- БШВ – бортовая шкала времени
- ГЛ – ГЛОНАСС
- ГЛОНАСС – Глобальная навигационная спутниковая система
- ИКД – Интерфейсный контрольный документ
- НКА – навигационный космический аппарат
- НС – навигационное сообщение
- МДВ – Московское декретное время
- ПЗ-90 – система геодезических параметров «Параметры Земли 1990 года»
- ПКА – подсистема космических аппаратов
- ПКУ – подсистема контроля и управления
- ПМИ – параметры модели ионосферы
- ПП – подсистема потребителей
- СКО – среднеквадратическое отклонение
- СМВ – сигнал метки времени
- ЦИ – цифровая информация
- ЦК – циклический код (проверочные биты циклического кода)
- ЦС – центральный синхронизатор
- ЧВИ – частотно-временная информация
- ШВ {название сигнала} – шкала времени сигнала {название сигнала}
- ШВП – шкала времени аппаратуры потребителей
- ШВС – шкала времени системы
- ЭИ – эфемеридная информация
- $f_b = 1,023$ МГц – базовая частота
- ТАИ – шкала международного атомного времени
- UT1 – шкала Всемирного времени, задаваемая вращением Земли, с учетом движения ее полюсов
- UTC – шкала универсального координированного времени государственного первичного эталона Российской Федерации
- σ – среднеквадратическое значение погрешности

1 ВВЕДЕНИЕ

1.1 Назначение системы ГЛОНАСС

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

1.2 Состав системы ГЛОНАСС

Система ГЛОНАСС состоит из трех подсистем:

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

ПКА системы ГЛОНАСС при полном развертывании может включать в себя до 30-ти штатных навигационных космических аппаратов (НКА), движущихся по круговым орбитам с номинальной высотой 19100 км, наклоном $64,8^\circ$ 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.

В будущем возможно расширение орбитальной группировки ГЛОНАСС до 64-х НКА и использование типов орбит отличных от круговых.

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

ПП состоит из множества аппаратуры потребителей (АП), осуществляющей прием навигационных радиосигналов, измерение их параметров, определение собственного местоположения, скорости и времени по шкале системы путем обработки измеренных параметров.

1.3 Концепция навигационных определений

АП ГЛОНАСС принимает навигационные радиосигналы не менее чем от 4-х (3-х) НКА и выполняет беззапросные измерения псевдодальности и радиальной псевдоскорости относительно каждого НКА ГЛОНАСС, а также прием и обработку

навигационных сообщений (НС), содержащихся в составе навигационных радиосигналов. В НС описывается положение НКА в пространстве и времени. В результате обработки полученных измерений и данных НС, определяются три (две) координаты местоположения потребителя, три (две) составляющие вектора скорости его движения, а также осуществляется синхронизация шкалы времени потребителя с одной или из следующих шкал времени: шкалой времени системы (ШВС) ГЛОНАСС, шкалой московского декретного времени (МДВ), шкалой универсального координированного времени государственного первичного эталона Российской Федерации (в данном документе, для краткости, обозначается UTC), шкалой международного атомного времени (IAT).

Данные, позволяющие обеспечить планирование сеансов навигационных определений, выбор рабочего созвездия навигационных космических аппаратов и обнаружение передаваемых ими радиосигналов, передаются в НС.

2 ОБЩИЕ ВОПРОСЫ

2.1 Определение интерфейсного контрольного документа

Настоящий интерфейсный контрольный документ (ИКД) определяет общие характеристики системы ГЛОНАСС, типы излучаемых навигационных радиосигналов и общие алгоритмы обработки данных навигационных сообщений.

НКА ГЛОНАСС могут излучать навигационные радиосигналы открытого и санкционированного доступа с частотным разделением либо навигационные радиосигналы открытого и санкционированного доступа с частотным и кодовым разделением двух видов, с частотным и кодовым разделением, либо только с кодовым..

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 (редакция 5.1)» (www.spacecorp.ru, www.rniikp.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 сигналу в диапазоне L3.

2.2 Согласование и изменение интерфейсного контрольного документа

Разработчик бортовой радиоаппаратуры НКА системы ГЛОНАСС – открытое акционерное общество «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» (ОАО «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:

- открытым акционерным обществом «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» (ОАО «Российские космические системы») Роскосмоса – головной организацией по системе ГЛОНАСС, разработчиком полезной нагрузки и служебных радио и телеметрических систем НКА, комплекса наземных средств контроля и управления НКА, навигационной аппаратуры потребителей для различных классов пользователей;

- открытым акционерным обществом «Информационные спутниковые системы» (ОАО «ИСС») Роскосмоса – разработчиком космического комплекса системы ГЛОНАСС, включая ракетно-космический комплекс, наземный комплекс управления, НКА, бортовое программное обеспечение расчета и формирования информации в навигационных кадрах и управления НКА;
- 4-м Центральным НИИ Министерства обороны Российской Федерации – головной научно-исследовательской организацией Минобороны России по системе ГЛОНАСС;
- открытым акционерным обществом «Российский институт радионавигации и времени» (ОАО «РИРВ») Минпромторга России – головной организацией по средствам частотно-временного обеспечения специального и двойного назначения, разработчиком системы синхронизации ГЛОНАСС в составе: бортовое синхронизирующее устройство, центральный синхронизатор и наземный комплекс программ частотно-временного обеспечения, а также разработчиком навигационной аппаратуры потребителей для различных классов пользователей.

Утверждается ИКД полномочными представителями Космических войск и Роскосмоса. ИКД вступает в силу после утверждения командующим Космическими войсками и руководителем Федерального космического агентства.

В процессе развертывания и 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 руководителем Федерального космического агентства.

Официальное распространение ИКД осуществляет ОАО «Российские космические системы».

3 ШКАЛЫ ВРЕМЕНИ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС

3.1 Перечень шкал времени

Навигационные определения в системе ГЛОНАСС осуществляются с использованием следующих шкал времени:

- шкала универсального координированного времени государственного первичного эталона Российской Федерации UTC (SU),
- шкала времени системы (ШВС) ГЛОНАСС,
- шкала московского декретного времени (МДВ),
- шкала всемирного времени (UT1),
- бортовая шкала времени (БШВ),
- шкалы времени навигационных сигналов (ШВ {название сигнала}),
- шкалы времени аппаратуры потребителей (ШВП),
- шкала международного атомного времени (ТАИ).

3.2 Описание шкал времени

3.2.1 МДВ

Параметры моделей движения НКА и параметры полиномиальных моделей, описывающих расхождение различных шкал времени в системе ГЛОНАСС, определяются в шкале МДВ. Время на шкале МДВ $t_{\text{МДВ}}$ формируется как время t_{UTC} на шкале UTC(SU) плюс 3 часа (10800 с):

$$t_{\text{МДВ}} = t_{\text{UTC(SU)}} + 03 \text{ ч } 00 \text{ мин } 00 \text{ с}$$

Шкала МДВ корректируется одновременно с плановой коррекцией ± 1 с шкалы UTC(SU) $t_{\text{UTC(SU)}}$. Коррекция шкалы UTC(SU) производится, как правило, с периодичностью 1 раз в год (в полтора года), в конце одного из кварталов (в 00 ч 00 мин 00 с): с 31 декабря на 1 января, с 31 марта на 1 апреля, с 30 июня на 1 июля, с 30 сентября на 1 октября по шкале UTC (в 3 ч 00 мин 00 с по шкале МДВ) и осуществляется одновременно всеми пользователями, воспроизводящими или использующими шкалу UTC(SU).

В НС радиосигналов ГЛОНАСС предусмотрено заблаговременное уведомление потребителей о дате и знаке секундной коррекции.

3.2.2 ШВС ГЛОНАСС

В качестве ШВС ГЛОНАСС $t_{ГЛ}$, относительно которой осуществляется синхронизация шкал БШВ НКА и шкал времени навигационных сигналов, принята непрерывная математическая шкала времени, формируемая на основе сигналов нескольких высокоточных водородных стандартов частоты, входящих в состав центрального синхронизатора (ЦС) системы ГЛОНАСС. Суточная относительная нестабильность (σ) водородных стандартов частоты ЦС составляет $3 \cdot 10^{-15}$.

ШВС ГЛОНАСС $t_{ГЛ}$ корректируется одновременно с плановой коррекцией ± 1 с шкалы UTC t_{UTC} и МДВ $t_{МДВ}$ (см. 3.2.1). Вследствие этого, между ШВС ГЛОНАСС и МДВ не существует сдвига на целое число секунд.

В будущем возможен переход к использованию непрерывной шкалы ШВС. Для этого, в навигационных сообщениях сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением предусмотрены соответствующие резервы.

3.2.3 БШВ

Понятие БШВ используется только для сигналов ГЛОНАСС с частотным разделением. БШВ j -го НКА ГЛОНАСС с частотным разделением отождествляется с фазой ПСП, модулирующей несущую в диапазоне L1, в фазовом центре антенны, излучающей этот модулированный сигнал. Суточная относительная нестабильность БШВ (σ) составляет не более $1 \cdot 10^{-13}$.

В навигационных сообщениях всех сигналов ГЛОНАСС с частотным разделением сообщаются параметры полиномиальной модели, определяющие смещение БШВ относительно ШВС, а так же смещения шкал времени всех сигналов с частотным разделением (за исключением шкалы, задаваемой фазой ПСП диапазона L1) относительно БШВ.

В сигналах ГЛОНАСС с кодовым разделением понятие БШВ не используется.

3.2.4 Шкалы времени сигналов

Шкалы времени сигналов (ШВ {название сигнала}) с кодовым разделением ГЛОНАСС отождествляются с фазами ПСП этих сигналов в фазовом центре антенны, излучающей эти сигналы. В информационных компонентах навигационных сообщений всех сигналов с кодовым разделением сообщаются индивидуальные параметры полиномиальных моделей, определяющих смещение шкалы времени данного сигнала относительно ШВС, а так же смещение шкалы времени пилотной компоненты данного сигнала относительно ее информационной компоненты.

Точность взаимной синхронизации шкал времени сигналов разных НКА составляет 8 нс (σ).

Погрешность сверки шкал времени радиосигналов с ШВС ГЛОНАСС не превышает 10 нс на момент проведения сверки.

При секундных коррекциях ШВС ГЛОНАСС, осуществляемых в моменты плановых коррекций UTC, проводится одновременная коррекция шкал времени сигналов НКА ГЛОНАСС путем изменения оцифровки последовательности секундных импульсов БШВ всех НКА ГЛОНАСС. Общие рекомендации по организации вычислений в АП ГЛОНАСС в момент проведения плановой секундной коррекции UTC приведены в приложении Б.

3.2.5 UT1

Время на среднем гринвичском меридиане с учетом движения полюсов. Используется для учета неравномерности вращения Земли.

4 ГЕОДЕЗИЧЕСКОЕ ОСНОВА СИСТЕМЫ ГЛОНАСС

Передаваемые каждым НКА в составе оперативной информации данные (эфемериды) описывают положение фазового центра передающей антенны данного НКА в связанной с Землей геоцентрической прямоугольной пространственной системе координат системы геодезических параметров «Параметры Земли 1990 года».

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

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

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

- точка начала координат O совмещена с условным центром масс Земли, включая массы океанов и атмосферы, задаваемым планетарной моделью гравитационного поля Земли и совмещена с центром общеземного эллипсоида ПЗ-90.
- координатная ось OZ направлена из точки начала координат O на Условный земной полюс на эпоху 1984 года, как это определяется рекомендациями Международной службы вращения Земли.

Отсчет положительных значений координат по оси OZ производится от точки начала координат O в сторону направления на Условный земной полюс. Отсчет отрицательных значений координат по координатной оси OZ производится от точки начала координат O в противоположную сторону от направления на Условный земной полюс;

- координатная ось OX направлена из точки начала координат O и совпадает с линией, образованной пересечением плоскости экватора и плоскости Начального меридиана, установленного Международной службы вращения Земли.

Отсчет положительных значений координат по оси OX производится от точки начала координат O в сторону точки образованной пересечением линии экватора с плоскостью начального меридиана (точка X_a). Отсчет отрицательных значений координат по координатной оси OX производится от точки начала координат O в противоположном

направлении, от направления на точку пересечения линии экватора с плоскостью начального меридиана – по направлению на точку X_b ;

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

Отсчет положительных значений координат по оси OY производится от точки начала координат O по направлению на точку Y_a . Отсчет отрицательных значений координат по координатной оси OY производится от точки начала координат O по направлению на точку Y_b .

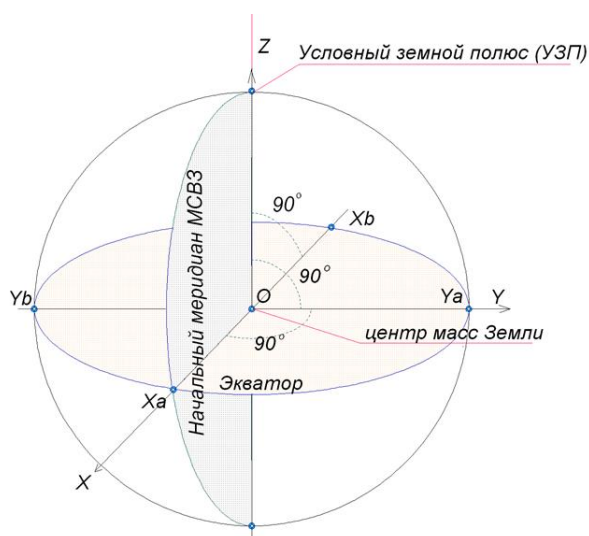


Рисунок 4.1 – Положение координатных осей системы отсчета геоцентрических прямоугольных пространственных координат (X, Y и H)

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 (рис. 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.

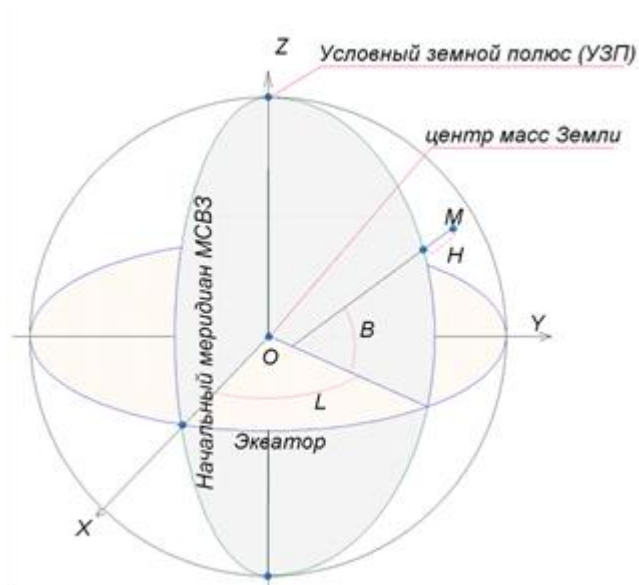


Рисунок 4.2 – Система отсчета геодезическая координат (B , L , и H)

Система отсчета геодезических координат (B , L и H) 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	$7,292115 \cdot 10^{-5}$ радиан/с
Геоцентрическая константа гравитационного поля Земли с учетом атмосферы (GM)	$398600,4418 \cdot 10^9 \text{ м}^3 / \text{с}^2$
Геоцентрическая константа гравитационного поля атмосферы Земли (GM _a)	$0,35 \cdot 10^9 \text{ м}^3 / \text{с}^2$
Скорость света в вакууме (c)	299792458 м/с
Большая (экваториальная) полуось общеземного эллипсоида ПЗ-90 (a _e)	6378136 м
Величина полярного сжатия общеземного эллипсоида ПЗ-90 (α)	1 / 298,257839303
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 (δγ _{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)	$62636861,4 \text{ м}^2 / \text{с}^2$

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

$$\bar{C}_{20}^0 = -484164,954 \cdot 10^{-9}; \quad \bar{C}_{40}^0 = 790,296 \cdot 10^{-9}.$$

Между зональными гармоническими коэффициентами нормального гравитационного поля Земли J_n⁰ и зональными гармониками геопотенциала $\bar{C}_{n,0}^0$ одной степени n, существует зависимость:

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

из которой следует, что:

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

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

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

$$J_8^0 = -|\sqrt{17}| \times \bar{C}_{80}^0$$

Кроме этого, 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 и тактовые частоты модулирующих последовательностей когерентны и формируются от общего стандарта частоты. Номинальное значение частоты этого стандарта $f_{\text{ст.н}}$, с точки зрения наблюдателя, находящегося на поверхности Земли, равно 5,0 МГц. Для компенсации релятивистских и гравитационных эффектов частота, формируемая бортовым стандартом частоты, с точки зрения наблюдателя, находящегося на НКА, смещена относительно 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, то есть равна 4,99999999782 МГц (величины даны для номинального значения высот 19100 км круговых орбит НКА).

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

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 0,1 рад (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 частотным разделением помехи множественного доступа определяются взаимокорреляционными свойствами используемого в составе навигационного радиосигнала ПСДК с учетом частотного разделения сигналов. При приеме навигационного радиосигнала с номером несущей частоты $K = n$, помехи, создаваемые радиосигналом с номером частоты $K = n-1$ или $K = n+1$, ослаблены не менее, чем на 48 дБ относительно мощности радиосигнала с номером частоты $K = n$ при условии нахождения НКА, излучающих эти сигналы, в зоне видимости.

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.

6 КОНТРОЛЬ НАВИГАЦИОННОГО ПОЛЯ РАДИОСИГНАЛОВ ГЛОНАСС

Контроль навигационного поля заключается в контроле качества излучаемых НКА системы навигационных радиосигналов и качества передаваемой ими навигационной ЦИ. В ГЛОНАСС контроль навигационного поля осуществляется следующими двумя способами.

В НС радиосигналов ГЛОНАСС каждого штатного НКА системы передаются два признака исправности (неисправности): Γ^j и 1^j .

Признак Γ^j в каждой строке НС. Значение признака $\Gamma^j = 0$ означает пригодность радиосигнала для навигационных определений в АП.

Признак 1^j в каждой строке НС. Значение признака $1^j = 0$ означает пригодность данной строки НКА для проведения навигационных определений потребителей системы.

Кроме того, в НС сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением в строках содержащих альманах 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 , 1^j и PC_A . Помимо анализа признаков Γ^j , 1^j и PC_A в аппаратуре потребителя ГЛОНАСС должны использоваться алгоритмы автономного контроля целостности системы.

Приложение А

Уровни радиосигналов принимаемых потребителем

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

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

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

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

Рекомендации по организации работы приемника радиосигналов ГЛОНАСС при плановой секундной коррекции шкал МДВ и 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 НС;
- при формировании измерений псевдозадержек и псевдофаз;
- при использовании ЭИ и ЧВИ после осуществления плановой секундной коррекции шкал МДВ и ШВС ГЛОНАСС.

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

Б.1 Особенности в работе навигационного приемника, возникающие вследствие проведения плановой секундной коррекции шкал МДВ и ШВС ГЛОНАСС, при вхождении в синхронизм по строкам навигационного сообщения

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, осуществление 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 осуществление не влияет на процесс обнаружения границ указанных символов.

Последующее декодирование потока информационных символов требует обнаружения границ, разделяющих строки НС. Алгоритм обнаружения границ строк основан на выделении из потока информационных символов регулярно следующих меток времени (поле СМВ), имеющих фиксированную структуру. В моменты секундной коррекции указанная регулярность в радиосигналах 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 одну секунду. 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 меток времени. Такая ситуация возникает только в одном канале приемника, который первый входит в синхронизм в режиме без поддержки в момент осуществления (обычно не чаще 1 раза в год) плановой секундной коррекции ШВС ГЛОНАСС.

В режиме поддержки информация о моменте появления последней аномальной строки и о типе этой строки может быть заранее выделена из первой декодированной строки кадров, которые содержат эту строку и принимаются в каналах приемника, ранее вошедших в синхронизм. Различие между моментами появления строк радиосигнала в различных 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 информации о типе этой строки позволяет избежать сбоев в работе алгоритма обнаружения границ строк в момент осуществления 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 3 с. В противном случае ($A = 1$), следующая строка будет аномальной. Тип этой аномальности определяется признаком КР. В случае $KP = 11$, строка будет укороченной на одну секунду. В случае $KP = 01$, строка будет удлиненной на одну секунду.

Б.2 Особенности в работе навигационного приемника, возникающие вследствие проведения плановой секундной коррекции шкал ШВС ГЛОНАСС и МДВ, при формировании измерений псевдозадержек и псевдофаз

Главный принцип, который должен соблюдаться в навигационном приемнике при формировании измерений псевдодальностей и псевдофаз, заключается в том, что измерения указанных параметров в любой момент во всех каналах навигационного приемника должны формироваться на основе использования одинаковых шкал времени в приемнике и на спутниках.

Реализация этого принципа зависит от того, синхронизирована ли ШВП с ШВС ГЛОНАСС. На начальном этапе до первого решения навигационной задачи измерения псевдодальностей и псевдофаз формируются на основе использования в общем случае произвольно смещенной ШВП, которая не синхронизирована с ШВС ГЛОНАСС. В этом случае информация о проведении плановой секундной коррекции поступает в навигационный приемник от разных спутников с запозданием, равным времени распространения сигналов. Таким образом, информация о времени проведения плановых коррекций спутниковых шкал при поступлении в навигационный приемник рассеивается на некотором интервале времени. Длительность этого интервала рассеивания составляет величину примерно 30 мс. На интервале рассеивания будут приниматься сигналы разных спутников, излученные до и после плановой коррекции их шкал времени. Несмотря на это, фазы принимаемых сигналов со всех спутников на всем интервале рассеивания и после него должны трактоваться в приемнике как показания уже скорректированных часов на всех спутниках. Обработка измерений псевдозадержек, сформированных на такой основе, позволяет оценить смещение ШВП относительно уже скорректированной ШВС ГЛОНАСС.

Использование в дальнейшей совместной обработке измерений псевдозадержек и псевдофаз, соответствующих разным спутниковым шкалам, находящимся в состоянии до и после плановой секундной коррекции, недопустимо.

После первого решения навигационной задачи в навигационном приемнике возможно установление с некоторой точностью синхронизма между ШВП и ШВС ГЛОНАСС. При наличии такого синхронизма в приемнике становится возможным проведение плановой секундной коррекции одновременно с коррекцией ШВС ГЛОНАСС. Такая синхронная коррекция проводится до того, как информация о проведении коррекции спутниковых шкал поступит в приемник с принимаемыми сигналами спутников. Точность привязки момента проведения синхронной коррекции ШВП к моменту проведения коррекции ШВС ГЛОНАСС определяется точностью взаимной синхронизации ШВП и ШВС ГЛОНАСС. Синхронная коррекция проводится в момент окончания третьего часа ШВС ГЛОНАСС, которому предшествует выделение признака аномальности $A = 1$ в предшествующих ближайших строках навигационного НС во всех следящих каналах приемника. Тип этой синхронной коррекции (удлинение, либо укорочение строки) задается признаком КР, значение которого определяется в НС за три месяца до момента осуществления очередной плановой коррекции.

После осуществления синхронной коррекции ШВП фазы принимаемых сигналов со всех спутников должны трактоваться в приемнике как показания уже скорректированных часов на всех спутниках, несмотря на то, что на некотором интервале времени после осуществления синхронной коррекции ШВП будут приниматься сигналы спутников, сформированные на еще не скорректированных спутниковых шкалах.

В совмещенных ГЛОНАСС/GPS приемниках в качестве ШВП может использоваться непрерывная шкала, принятая в GPS. В этом случае в момент осуществления плановой секундной коррекции ШВС ГЛОНАСС в навигационном приемнике проводится соответствующая коррекция не ШВП, а величины ΔT целочисленного смещения ШВС GPS относительно ШВС ГЛОНАСС. При $KP = 01$ значение ΔT увеличивается на 1 с, при $KP = 11$ значение ΔT уменьшается на 1 с.

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

Осуществление коррекции ШВС ГЛОНАСС и МДВ и сопутствующей им коррекции 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 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 МДВ после коррекции можно использовать только применительно к новой ЭИ и ЧВИ, выделение которых заканчивается на некотором интервале времени после коррекции ШВП.

Приложение В

Примеры алгоритмов расчета координат и составляющих вектора скорости НКА по данным эфемерид

В данном приложении даны примеры точного и упрощенного алгоритмов расчета координат и составляющих вектора скорости НКА на заданный момент времени t_i шкалы МДВ по данным эфемерид.

Ниже для сравнения приведены величины ошибок (в метрах) размножения эфемерид, полученные в примере численного интегрирования методом Рунге-Кутты четвертого порядка с шагом 1 минута с одинаковыми исходными данными по точному и упрощенному алгоритмам.

Используемый алгоритм	Интервал интегрирования, мин.		
	5	10	15
Точный	0,13 м	0,18 м	0,25 м
Упрощенный	0,42 м	0,56 м	0,77 м

Для вычисления ошибок, в качестве эталонных координат использовались уточненные 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 уточненных эфемерид не превышает $\pm 2,5$ см относительно истинного положения НКА.

В.1 Точный алгоритм пересчета эфемерид НКА на заданный момент времени шкалы МДВ

В.1.1 Алгоритм расчета

Пересчет эфемерид потребителем с момента t_b их задания в навигационном кадре по шкале МДВ на заданный момент времени t_i шкалы МДВ ($|t_i - t_b| < 15$ мин) проводится методом численного интегрирования дифференциальных уравнений движения КА, в правых частях которых 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.

Уравнения движения (В.1) (см. ниже) интегрируются в прямоугольной абсолютной 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 четвертого порядка.

$$\begin{aligned} \frac{dx_0}{dt} &= V_{x_0}, \\ \frac{dy_0}{dt} &= V_{y_0}, \\ \frac{dz_0}{dt} &= V_{z_0}, \\ \frac{dV_{x_0}}{dt} &= -\hat{GM} \cdot \hat{x}_0 - \frac{3}{2} J_2^0 \hat{GM} \cdot \hat{x}_0 \rho^2 (1 - 5\hat{z}_0^2) + j_{x0c} + j_{x0л}, \\ \frac{dV_{y_0}}{dt} &= -\hat{GM} \cdot \hat{y}_0 - \frac{3}{2} J_2^0 \hat{GM} \cdot \hat{y}_0 \rho^2 (1 - 5\hat{z}_0^2) + j_{y0c} + j_{y0л}, \\ \frac{dV_{z_0}}{dt} &= -\hat{GM} \cdot \hat{z}_0 - \frac{3}{2} J_2^0 \hat{GM} \cdot \hat{z}_0 \rho^2 (3 - 5\hat{z}_0^2) + j_{z0c} + j_{z0л}. \end{aligned} \tag{В.1}$$

Здесь:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

где:

$$\begin{aligned}
 \hat{x}_k &= \frac{x_0}{r_k}, \quad \hat{y}_k = \frac{y_0}{r_k}, \quad \hat{z}_k = \frac{z_0}{r_k}, \quad \hat{G}_k = \frac{G_k}{r_k^2}, \\
 \Delta_k &= \left[(\xi_k - \hat{x}_k)^2 + (\eta_k - \hat{y}_k)^2 + (\mathfrak{Z}_k - \hat{z}_k)^2 \right]^{\frac{3}{2}},
 \end{aligned}$$

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

$\xi_k, \eta_k, \mathfrak{Z}_k, r_k$ – направляющие косинусы и радиус-вектор возмущающих тел в системе $OX_0Y_0Z_0$ на момент t_b ;

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

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

Входящие в (B.2) направляющие косинусы и радиус-вектор на Солнце $\xi_c, \eta_c, \mathfrak{Z}_c, r_c$ рассчитывается по алгоритму, приведенному в приложении К, величины $\xi_l, \eta_l, \mathfrak{Z}_l, r_l$ для Луны рассчитываются по следующим формулам [Дубошин Г.Н., Небесная механика: Основные задачи и методы; М.: Наука, 1975; Абалакин В.К., Основы эфемеридной астрономии, М.: Наука, 1979]:

$$\begin{aligned}
 \xi_l &= (\sin \vartheta_l \cos \Gamma' + \cos \vartheta_l \sin \Gamma') \xi_{11} + \\
 &\quad + (\cos \vartheta_l \cos \Gamma' - \sin \vartheta_l \sin \Gamma') \xi_{12}, \\
 \eta_l &= (\sin \vartheta_l \cos \Gamma' + \cos \vartheta_l \sin \Gamma') \eta_{11} + \\
 &\quad + (\cos \vartheta_l \cos \Gamma' - \sin \vartheta_l \sin \Gamma') \eta_{12}, \\
 \mathfrak{Z}_l &= (\sin \vartheta_l \cos \Gamma' + \cos \vartheta_l \sin \Gamma') \mathfrak{Z}_{11} + \\
 r_l &= a_l \cdot (1 - e_l \cos E_l), \quad \text{где:}
 \end{aligned} \tag{B.3}$$

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, пока $|E_{\text{л}} - E_{\text{л}}(\text{пред})|$ не будет меньше 10^{-8} ,

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

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

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

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

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

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

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

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

$$\mathfrak{T}^* = \cos \Omega_{\text{л}} \cdot \sin i_{\text{л}},$$

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

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

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

Параметры нутации Луны и Солнца на момент задания эфемерид ГЛОНАСС t_b вычисляются по формулам, приведенным в конвенции IERS 2010:

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,

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

T – время от эпохи 2000 г., 1 января, 12 часов (UTC) до момента задания эфемерид ГЛОНАСС (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 (UTC), алгоритм расчета которой по данным в составе навигационного кадра ГЛОНАСС приведен в приложении Г;

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

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

2451545,0 – юлианская дата на 12 часов 1 января 2000 г (UTC).

Начальными условиями для интегрирования системы (В.1) являются координаты КА $x(t_b)$, $y(t_b)$, $z(t_b)$ и составляющие вектора скорости КА $\dot{x}(t_b)$, $\dot{y}(t_b)$, $\dot{z}(t_b)$, содержащиеся в навигационном кадре, которые пересчитываются из связанной с Землей геоцентрической прямоугольной пространственной системы координат системы геодезических параметров «Параметры Земли 1990 года» Oхuz (в которой передается эфемеридная информация в навигационном кадре ГЛОНАСС) в абсолютную $Ox_0Y_0Z_0$ по формулам (В.4):

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

Здесь:

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

GST – истинное звездное время по Гринвичу даты задания t_b .

После интегрирования, полученные в абсолютной системе координат $OX_0Y_0Z_0$ координаты $x_0(t_i)$, $y_0(t_i)$, $z_0(t_i)$ и составляющие вектора скорости КА $\dot{x}_0(t_i)$, $\dot{y}_0(t_i)$, $\dot{z}_0(t_i)$ могут быть переведены в связанную с Землей геоцентрическую прямоугольную пространственную систему координат системы геодезических параметров «Параметры Земли 1990 года» $Oxyz$ по формулам (B.5):

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

Примечания:

1. Ускорения $j_{x0л}$, $j_{y0л}$, $j_{z0л}$, $j_{x0с}$, $j_{y0с}$, $j_{z0с}$ в уравнении (B.1) могут быть приняты постоянными и вычисляться один раз на момент t_b формулам (B.2) или исключены из (B.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 $\xi_{oк}$, $\eta_{oк}$, $\mathfrak{Z}_{oк}$ могут вычисляться по формулам (B.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 гг., а ось x – в точку пересечения гринвичского меридиана с плоскостью экватора.

4. Для расчета эфемерид КА на заданный момент t_i шкалы МДВ можно использовать проекции лунно-солнечных гравитационных ускорений $\ddot{x}(t_b)$, $\ddot{y}(t_b)$, $\ddot{z}(t_b)$ на оси гринвичской геоцентрической системы координат, которые передаются в составе навигационного кадра. Перед интегрированием системы дифференциальных уравнений

(В.1) эти ускорения должны быть переведены в прямоугольную абсолютную геоцентрическую систему координат $OX_0Y_0Z_0$ по формулам:

$$(J_{x_{0л}} + J_{x_{0с}}) = \ddot{x}(t_b) \cdot \cos(S) - \ddot{y}(t_b) \cdot \sin(S),$$

$$(J_{y_{0л}} + J_{y_{0с}}) = \ddot{x}(t_b) \cdot \sin(S) + \ddot{y}(t_b) \cdot \cos(S),$$

$$(J_{z_{0л}} + J_{z_{0с}}) = \ddot{z}(t_b).$$

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

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

В.1.2 Пример пересчета эфемерид НКА на заданный момент t_i по шкале МДВ

Заданы эфемериды НКА системы ГЛОНАСС (в геоцентрической прямоугольной пространственной системе координат системы геодезических параметров «Параметры Земли 1990 года») на момент времени $t_b = 11700$ с даты 07.09.2012 (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

Требуется рассчитать эфемериды НКА (в геоцентрической прямоугольной пространственной системе координат системы геодезических параметров «Параметры Земли 1990 года») на момент времени $t_i = 12300$ с даты 07.09.2012 (МДВ) по точному алгоритму.

Результат:

$x(t_i) = 7523,174866$ км	$y(t_i) = -10506,961912$ км	$z(t_i) = 21999,239394$ км
$\dot{x}(t_i) = 0,950126$ км/с	$\dot{y}(t_i) = 2,855688$ км/с	$\dot{z}(t_i) = 1,040680$ км/с

Для проверки правильности работы алгоритма расчета лунно-солнечных ускорений, приведены их компоненты на момент времени t_i в прямоугольной абсолютной геоцентрической системе координат $OX_0Y_0Z_0$:

$J_{x_{0л}}(t_i) = -3,3363 \cdot 10^{-10}$ км/с ²	$J_{y_{0л}}(t_i) = 1,0227 \cdot 10^{-9}$ км/с ²	$J_{z_{0л}}(t_i) = -1,5518 \cdot 10^{-9}$ км/с ²
$J_{x_{0с}}(t_i) = 4,7528 \cdot 10^{-10}$ км/с ²	$J_{y_{0с}}(t_i) = 2,6224 \cdot 10^{-10}$ км/с ²	$J_{z_{0с}}(t_i) = -9,2784 \cdot 10^{-10}$ км/с ²

В.2 Упрощенный алгоритм пересчета эфемерид НКА на заданный момент времени шкалы МДВ

В.2.1 Алгоритм расчета

Пересчет эфемерид с момента времени t_b на заданный момент t_i по шкале МДВ производится численным интегрированием следующих дифференциальных уравнений движения НКА в геоцентрической прямоугольной пространственной системе координат системы геодезических параметров «Параметры Земли 1990 года»:

$$\begin{aligned}\frac{dx}{dt} &= V_x, \\ \frac{dy}{dt} &= V_y, \\ \frac{dz}{dt} &= V_z, \\ \frac{dV_x}{dt} &= -\frac{GM}{r^3}x - \frac{3}{2}J_2^0 \frac{GM \cdot a_e^2}{r^5}x \left(1 - 5\frac{z^2}{r^2}\right) + \omega_3^2x + 2\omega_3V_x + \ddot{x}, \\ \frac{dV_y}{dt} &= -\frac{GM}{r^3}y - \frac{3}{2}J_2^0 \frac{GM \cdot a_e^2}{r^5}y \left(1 - 5\frac{z^2}{r^2}\right) + \omega_3^2y - 2\omega_3V_y + \ddot{y}, \\ \frac{dV_z}{dt} &= -\frac{GM}{r^3}z - \frac{3}{2}J_2^0 \frac{GM \cdot a_e^2}{r^5}z \left(3 - 5\frac{z^2}{r^2}\right) + \ddot{z},\end{aligned}$$

где:

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

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

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

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

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

Начальными условиями интегрирования приведенной системы уравнений являются координаты и составляющие вектора скорости j -го НКА:

$$x = x(t_b), y = y(t_b), z = z(t_b), V_x = \dot{x}(t_b), V_y = \dot{y}(t_b), V_z = \dot{z}(t_b).$$

Ускорения от лунно-солнечных гравитационных возмущений \ddot{x} , \ddot{y} , \ddot{z} на интервале ± 15 минут являются постоянными величинами и могут быть взяты из НС: $\ddot{x} = \ddot{x}(t_b)$, $\ddot{y} = \ddot{y}(t_b)$, $\ddot{z} = \ddot{z}(t_b)$. 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 :

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

Результатами численного интегрирования дифференциальных уравнений являются координаты и составляющие вектора скорости фазового центра антенны j -го 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 . Но координаты и составляющие вектора скорости потребителя необходимо определять в том положении вращающейся геоцентрической прямоугольной пространственной системы координат системы геодезических параметров «Параметры Земли 1990 года», которое она займет через время распространения сигнала. Эти особенности необходимо учитывать при обработке измерений в АП.

В.2.2 Пример пересчета эфемерид НКА на заданный момент времени t_i шкалы МДВ по упрощенному алгоритму.

Заданы эфемериды НКА системы ГЛОНАСС (в геоцентрической прямоугольной пространственной системе координат системы геодезических параметров «Параметры Земли 1990 года») на момент времени $t_b = 11700$ с даты 07.09.2012 (МДВ):

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

Требуется рассчитать эфемериды НКА (в геоцентрической прямоугольной пространственной системе координат системы геодезических параметров «Параметры Земли 1990 года») на момент времени $t_i = 12300$ с даты 07.09.2012 (МДВ) по упрощенному алгоритму.

Результат:

$x(t_i) = 7523,174896 \text{ км}$	$y(t_i) = -10506,961850 \text{ км}$	$z(t_i) = 21999,238890 \text{ км}$
$\dot{x}(t_i) = 0,950126 \text{ км/с}$	$\dot{y}(t_i) = 2,855688 \text{ км/с}$	$\dot{z}(t_i) = 1,040678 \text{ км/с}$

Приложение Г

Алгоритм пересчета текущей даты четырехлетия в дату юлианского и григорианского календаря, расчет среднего звездного времени по Гринвичу

Навигационное сообщение НКА содержит информацию о текущей дате (N_T) в четырехлетнем периоде, и о номере этого периода (N_4). Ниже приведен алгоритм пересчета даты в общепринятую форму по григорианскому календарю.

1. Вычисляется текущая юлианская дата на 0 часов (UTC):

$$JD0 = 1461 \cdot (N_4 - 1) + N_T + 2450082,5;$$

2. Вычисляется номер юлианского дня для текущей даты:

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

3. Вычисляются 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 вычисляется как остаток от деления JDN на 7. При этом 0 соответствует понедельнику, 1 – вторнику, и т.д.

б. Среднее звездное время по Гринвичу GMST (в радианах) вычисляется по следующим формулам:

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

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 г. 1 января, 12 часов (UTC) до текущей эпохи в юлианских столетиях по 36525 эфемеридных суток;

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

Приложение Д

Алгоритм расчета параметров движения НКА по данным альманаха

Алгоритм расчета параметров движения НКА по данным альманаха системы (АС) используется потребителем при выборе оптимального созвездия, расчете целеуказаний для вхождения в связь с выбранным НКА.

Точность данных альманаха и методическая погрешность алгоритма такова, что позволяют рассчитывать целеуказания на интервале не менее 30 суток. СКО погрешности расчета координат НКА при использовании параметров альманаха не превышает (σ) 1 км.

Д.1 Алгоритм расчета координат и составляющих вектора скорости НКА на заданный момент времени t_i 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 в секундах времени:

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

где N – календарный номер суток внутри четырехлетнего периода начиная с високосного года, на которых находится заданный момент времени t_i по шкале МДВ. При вычислении интервала прогноза необходимо контролировать случай, когда N и N_A относятся к разным четырехлетиям.

2. Определяется количество целых витков W на интервале прогноза:

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

где операция $\langle x \rangle$ означает выделение целой части x , $T_{\text{ср}}$ – номинальное значение периода обращения НКА в с, значение которого определено в интерфейсе соответствующего сигнала.

3. Определяется текущее наклонение:

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

где $i_{\text{ср}} = 63^\circ$, Δi_A – поправка к среднему значению наклонения орбиты.

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

$$T_{др} = T_{ср} + \Delta T_A + (2W + 1) \cdot \Delta \dot{T}_A ;$$

$$n = 2\pi / T_{др}$$

где ΔT_A и $\Delta \dot{T}_A$ - поправка к среднему значению драконического периода обращения и половинная скорость изменения драконического периода.

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

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

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

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

где $GM = (398600441,8 \pm 0,8) \times 10^6 \text{ м}^3/\text{с}^2$ – геоцентрическая константа гравитационного поля Земли с учетом атмосферы (см. таблицу 4.1), ε_A – эксцентриситет орбиты НКА на момент времени t_{λ_A} , $a_e = 6378136 \text{ м}$ – большая (экваториальная) полуось общеземного эллипсоида ПЗ-90 (см. таблицу 4.1), $J_2^0 = 1082,62575 \cdot 10^{-6}$ – зональный гармонический коэффициент второй степени (см. таблицу 4.1), ω_A – аргумент перигея орбиты на момент времени t_{λ_A} .

В качестве начального приближения принимается $T_{оск}^{(0)} = T_{др}$.

Итерационный процесс заканчивается, когда $|a^{(m+1)} - a^{(m)}| \leq 1 \text{ см}$.

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

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

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

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

7. Определяется значение средней долготы на момент прохождения текущего восходящего узла

$$L_1 = \omega + E_0 - \varepsilon_A \sin E_0, \quad \text{где } E_0 = -2 \cdot a \tan \left(\sqrt{\frac{1 - \varepsilon_A}{1 + \varepsilon_A}} \cdot \tan \frac{\omega}{2} \right)$$

8. Определяется текущее значение средней долготы КА:

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

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

$$a' = a + \delta a_2 - \delta a_1$$

$$\varepsilon' = \sqrt{h'^2 + l'^2}$$

$$i' = i + \delta i_2 - \delta i_1$$

$$\lambda' = \lambda + \delta \lambda_2 - \delta \lambda_1$$

$$\omega' = a \tan \frac{h'}{l'}$$

$$L' = L + \delta L_2 - \delta L_1$$

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:

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

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

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

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

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 КА, 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 несущественны. Для таких потребителей шаг 9 алгоритма можно опустить. Шаг 9 позволяет уменьшить методическую погрешность расчета гринвичских координат приблизительно в 2...3 раза (для первых суток прогноза).

В последующих шагах 10...12 описывается расчет координат и скоростей КА с использованием параметров $a, \varepsilon_A, i, \lambda, \omega, L$. Если используется шаг 9 настоящего алгоритма, вместо указанных параметров берутся скорректированные значения $a', \varepsilon', i', \lambda', \omega', L'$.

10. Определяется эксцентрическая аномалия путем решения уравнения Кеплера:

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

Как правило, используется схема последовательных приближений $m = 0, 1, 2, \dots$:

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

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

11. Определяются истинная аномалия υ и аргумент широты КА u :

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

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

12. Рассчитываются координаты КА 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. Рассчитываются компоненты вектора скорости в геоцентрической прямоугольной пространственной системе координат:

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

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

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

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

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

Д.2 Пример расчета координат и компонент вектора скорости КА по данным альманаха

Задан АС НКА системы ГЛОНАСС:

- $N_A = 1452$

- $t_{\lambda_A} = 33571.625$

- $\Delta T_A = -2655.98046875$
- $\dot{\Delta T}_A = 6.103515625E-05$
- $\lambda_A = -0.293967247009277$
- $\omega_A = 0.57867431640625$
- $\varepsilon_A = 0.000432968139648438$
- $\Delta i_A = 0.00987052917480469$

Необходимо рассчитать координаты и составляющие вектора скорости 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:

$$\Delta t_{пр} = 104128.375$$

2. Определяется количество витков на интервале прогноза:

$$W = 2$$

3. Определяется текущее наклонение:

$$i = 1.1305666106990377$$

4. Определяются текущий драконический период и среднее движение:

$$T_{др} = 40544.019836425781$$

$$n = 0.00015497193747756143$$

5. Методом последовательных приближений определяется большая полуось орбиты:

m	a	p	$T_{оск}$
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. Определяется значение средней долготы на момент прохождения текущего восходящего узла

$$E_0 = -1.8174637892065451$$

$$L_1 = 0.00083970352771615942$$

8. Определяется текущее значение средней долготы КА:

$$L = 3.5714451660610322$$

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

$$a' = 25508.955431086055$$

$$\varepsilon' = 0.00042419917873569112$$

$$i' = 1.1305597941298686$$

$$\lambda' = -8.5173680227942352$$

$$\omega' = 1.9658015187961821$$

$$L' = 3.5714854290812852$$

$$h' = 0.00039153353705544239$$

$$l' = -0.00016323735050805419$$

$$h = 0.00041981843111904164$$

$$l = -0.00010589567905904274$$

$$B = 0.00010151884398503961$$

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 КА:

$$\upsilon = 1.6065317766004903$$

$$u = 3.5723332953966724$$

12. Рассчитываются координаты КА 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 компоненты вектора скорости 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 Е

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

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

Если же оперативный признак Γ^j равен «1» (что означает негодность радиосигнала), значения факторов точности $\Phi_{\text{Э}}^j$, Φ_{T}^j могут использоваться потребителем для принятия на свой риск решения об использовании либо исключении из обработки измерений, соответствующих j -му НКА.

Приложение Ж

Алгоритм использования параметров модели ионосферы.

В составе ЦИ сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением передается три параметра адаптивной модели ионосферы:

- 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.

Ниже приведен алгоритм использования параметров модели ионосферы.

Ж.1 Алгоритм использования параметров модели ионосферы

Для компенсации влияния ионосферы в одночастотной аппаратуре потребителя вносится следующая поправка:

- для псевдодальности, м:

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

- для скорости, м/с:

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

где f – частота несущей навигационного сигнала, ГГц,

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

\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:

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

Первый универсальный алгоритм расчета является более сложным и обладает более высокой точностью определения интегрального значения электронной концентрации и широкой областью 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 метр 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;
- 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 .

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

В общем случае интегральное значение электронной концентрации I_e вдоль пути распространения сигнала l 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, 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 получения величины 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:

Ж.2.1 Расчет местного времени slt в радианах:

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

где ut – время по UTC, в часах;

$glong$ – долгота расчетной точки, в градусах.

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

$$r = 0,01 \left\{ \sqrt{167273 + 1123,6 \cdot (c_{F_{10.7}} - 63,7)} - 408,99 \right\}.$$

Ж.2.3 Вычисление солнечного наклона dec (в рад):

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

где month – номер месяца.

Ж.2.4 Расчет геомагнитной широты mlat, (в рад):

$$mlat = \arcsin[0,98 \cdot \sin(glat) + 0,2 \cdot \cos(glat) \cdot \cos(glong + 1,2)],$$

где: $glat$ – широта расчетной точки, рад;

$glong$ – долгота расчетной точки, рад.

Ж.2.5 Вычисление геомагнитной долготы mlong (в рад):

$$mlong = \arctg \left[\frac{0,2 \cdot \cos(glat) \cdot \sin(glong + 1,2)}{0,98 \cdot \sin(mlat) - \sin(glat)} \right].$$

Ж.2.6 Расчет наклона магнитного поля dip (в рад):

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

Ж.2.7 Расчет высоты максимума F2-слоя h max:

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

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

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

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

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

Ж.2.8 Вычисление параметра m3000:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Ж.2.10 Расчет критической частоты F2-слоя fof2:

$$\text{fof2} = \sqrt{\frac{N_{\max}}{0.124}}$$

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

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

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

$$B_{\text{top}} = \frac{B_{\text{bot}} \cdot b_{\text{ok}}}{(0.0411163 \cdot \frac{B_{\text{bot}} \cdot b_{\text{ok}} - 150}{100} - 0.183981) \cdot \frac{B_{\text{bot}} \cdot b_{\text{ok}} - 150}{100} + 1.424472},$$

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

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

$$W = \sqrt{167273 + (c_{F_{10.7}} - 63.7) \cdot 1123.6} - 408.99 - \text{число Вольфа}$$

Ж.2.13 Расчет поправочных коэффициентов c_N и c_h :

Примечание. Коэффициенты c_N и c_h рассчитываются в случае, если $A_p > 27$ нТл.

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

$$T_{ns} = (3.3 \cdot W + 705) \cdot \left[\frac{1 + 0.2 \cdot \sin\left(2 \cdot \pi \cdot \left(\frac{\text{month} \cdot 30.5 - 96}{365}\right)\right) \cdot \sin(\text{glat})}{1000} + \frac{0.12 \cdot \cos(\text{glat}) \cdot \cos((\text{slt} - 15) \cdot 15)}{1000} \right];$$

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

$$T_{nd} = T_{ns} + (4.5 \cdot A_p - 100) \frac{\sin^2(\text{mlat})}{1000};$$

расчет коэффициентов c_N и c_h :

$$c_N = \exp \left(1.3 \cdot \left(\log \left(\frac{2 - 1.8 \cdot T_{ns} + 0.8 \cdot T_{ns}^2}{2 - 1.8 \cdot T_{nd} + 0.8 \cdot T_{nd}^2} \right) + (-0.0022 \cdot (1 - 0.3 \cdot \cos((\text{slt} - 15) \cdot 15)) \cdot (4.5 A_p - 100) \cdot \sin^2(\text{mlat})) + 0.0007 \cdot (1 - 0.3 \cdot \cos((\text{slt} - 15) \cdot 15)) \cdot A_p \cdot \cos^4(\text{mlat}) \right) \right),$$

$$c_h = 0.2 \cdot A_p \cdot (1 - 0.001 \cdot A_p) \cdot (1 + 0.01 \cdot \text{mlat}).$$

Ж.2.14 Коррекция высотных параметров распределения электронной концентрации N_{max} , h_{max} , B_{top} , B_{bot} с помощью рассчитанных коэффициентов c_N и c_h .

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

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

$$B'_{top} = B_{top} \cdot (1 - \ln(c_N))$$

(Ж.3)

$$V'_{\text{bot}} = V_{\text{bot}} \cdot \left(1 - \frac{\ln(c_N)}{2}\right) \tag{Ж.4}$$

Ж.2.15 Коррекция концентрации максимума F2-слоя Nmax:

$$N_{\text{max}}^{\text{корр}} = N'_{\text{max}} \cdot c_{\text{A}}$$

Ж.2.16 Расчет электронной концентрации в заданной точке пространства:

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

где $A = 4 \cdot N_{\text{max}}^{\text{корр}}$ (Ж.5)

$$x = \begin{cases} \frac{h - h'_{\text{max}}}{V'_{\text{bot}}}, & h < h'_{\text{max}} \\ \frac{x'}{1 + 12.5 \cdot \frac{x'}{100 + 0.1 \cdot x'}}, x' = \frac{h - h'_{\text{max}}}{V_{\text{top}}}, & h > h'_{\text{max}} \end{cases}$$

Ж.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.

Ж.3.1 Для расчета интегрального значения электронной концентрации вдоль вертикального луча используется формула:

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

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

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

Ж.3.2 Расчет интегрального значения электронной концентрации

Для расчета I_e используется формула:

$$I_e = \text{TEC}_{\text{vert}} / \left[1 + (\sin(\text{zet}) / (1 + 400 / \text{Re}))^2\right]^{1/2}$$

где $\text{zet} = \arctg(\text{sdel} / (\text{cdel} - \text{Re} / r_2))$ – зенитный угол луча,

$$\text{sdel} = (1 - \text{cdel}^2)^{1/2},$$

$$c_{del} = \sin(\varphi_1) \cdot \sin(\varphi_2) + \cos(\varphi_1) \cdot \cos(\varphi_2) \cdot \cos(\lambda_2 - \lambda_1),$$

$$r_2 = R_e + h_2,$$

R_e – 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.

Примечание. 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.

Ж.4 Пример расчета электронной концентрации в заданной точке пространства

Входные данные:

$Ut = 14$ – время проведения измерений по UTC, 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 $F_{10.7}$, $1 \cdot 10^{-22}$ Вт/(м² · Гц);

$c_{Ap} = Ap = 30$ – среднесуточный индекс геомагнитной активности, нТл;

Константы:

$$\pi = 3.14159265358979.$$

Результаты расчета:**Ж.4.1 Расчет местного времени slt , рад:**

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

Ж.4.2 Расчет нормированного значения относительного числа солнечных пятен:

$$r = 0.01 \left\{ \sqrt{167273 + 1123.6 \cdot (70 - 63.7)} - 408.99 \right\} = 0.0856440364101058.$$

Ж.4.3 Вычисление солнечного наклона, рад:

$$dec = \arcsin[0.39795 \cdot \sin(\pi \cdot (3 - 3.167) / 6)] = -0.0347598176827493.$$

Ж.4.4 Расчет геомагнитной широты, рад:

$$\begin{aligned} mlat &= \arcsin[0.98 \cdot \sin(glat) + 0.2 \cdot \cos(glat) \cdot \cos(glong + 1.2)] = \\ &= \arcsin[0.98 \cdot \sin(1.0471975511966) + \\ &+ 0.2 \cdot \cos(1.0471975511966) \cdot \cos(0.523598775598299 + 1.2)] = \\ &= 0.985383484299204. \end{aligned}$$

В данном и последующих пунктах широта $glat$ и долгота $glong$ расчетной точки приведены к радианам.

Ж.4.5 Вычисление геомагнитной долготы, рад:

$$\begin{aligned} mlong &= \arctg \left[\frac{0.2 \cdot \cos(glat) \cdot \sin(glong + 1.2)}{0.98 \cdot \sin(mlat) - \sin(glat)} \right] = \\ &= \arctg \left[\frac{0.2 \cdot \cos(1.0471975511966) \cdot \sin(0.523598775598299 + 1.2)}{0.98 \cdot \sin(0.985383484299204) - \sin(1.0471975511966)} \right] = \\ &= 2.03277204520417. \end{aligned}$$

Ж.4.6 Расчет наклона магнитного поля, рад:

$$\begin{aligned} dip &= \arctg[2 \cdot \operatorname{tg}(mlat)] = \arctg[2 \cdot \operatorname{tg}(0.985383484299204)] = \\ &= 1.25072715977841 \end{aligned}$$

Ж.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:

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

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

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

Ж.4.8 Вычисление параметра m3000:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

$$= 0.999999984471864,$$

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

$$= 1.0871592019243,$$

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

$$= 0.999135201805969,$$

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

$$= 1.04558943719772,$$

где

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

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

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

где

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

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

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

$$= -0.086906884576849,$$

где

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

$$= 0.086906884576849$$

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

$$= 0.761701532303971,$$

где

$$X = 1 + 0.085 \cdot \left[\left(\cos \left(\frac{\pi}{6} \cdot (0.5 \cdot \text{month} - 1) \right) \right)^3 \cdot \cos \left(\text{mlat} - \frac{\pi}{6} \right) + \cos \left(\text{mlat} + \frac{\pi}{4} \right) \cdot \left(\cos \left(\frac{\pi}{6} \cdot (0.5 \cdot \text{month} - 4) \right) \right)^2 \right] = 1.06744908854236,$$

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

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

Ж.4.10 Расчет критической частоты F2-слоя:

$$f_{of2} = \sqrt{\frac{N_{\max}}{0.124}} = 5.23770618024819.$$

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

$$B_{\text{bot}} = 0.385 \cdot \frac{N_{\max}}{0.01 \cdot \exp(-3.467 + 0.857 \cdot \ln(f_{of2}^2) + 2.02 \cdot \ln(m3000))} = 16.6555096230286.$$

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

$$B_{\text{top}} = \frac{B_{\text{bot}} \cdot b_{\text{ok}}}{(0.041163 \cdot \frac{B_{\text{bot}} \cdot b_{\text{ok}} - 150}{100} - 0.183981) \cdot \frac{B_{\text{bot}} \cdot b_{\text{ok}} - 150}{100} + 1.424472} = 91.4851741931585,$$

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 попадание в заданный интервал:

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

Ж.4.13 Расчет поправочных коэффициентов c_N и c_h :

Примечание. Коэффициенты c_N и c_h рассчитываются в случае, если $A_p > 27$ нТл.

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

$$T_{ns} = (3.3 \cdot W + 705) \cdot \frac{1 + 0.2 \cdot \sin(2 \cdot \pi \cdot (\frac{\text{month} \cdot 30.5 - 96}{365})) \cdot \sin(\text{glat}) + 0.12 \cdot \cos(\text{glat}) \cdot \cos((\text{slt} - 15) \cdot 15)}{1000} =$$

$$= 0.76593071102885,$$

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

$$T_{nd} = T_{ns} + (4.5 \cdot A_p - 100) \frac{\sin^2(\text{mlat})}{1000} =$$

$$= 0.790245058804246,$$

3) расчет коэффициентов c_N и c_h :

$$c_N = \exp \left(1.3 \left(\log \left(\frac{2 - 1.8 \cdot T_{ns} + 0.8 \cdot T_{ns}^2}{2 - 1.8 \cdot T_{nd} + 0.8 \cdot T_{nd}^2} \right) + (-0.0022 \cdot (1 - 0.3 \cos((\text{slt} - 15) \cdot 15)) (4.5 A_p - 100) \sin^2(\text{mlat})) + 0.0007 \cdot (1 - 0.3 \cdot \cos((\text{slt} - 15) \cdot 15)) \cdot A_p \cdot \cos^4(\text{mlat}) \right) \right) =$$

$$= 0.969093655789602,$$

$$c_h = 0.2 \cdot A_p \cdot (1 - 0.001 \cdot A_p) \cdot (1 + 0.01 \cdot \text{mlat}) = 5.87734931878621.$$

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

$$N'_{\text{max}} = N_{\text{max}} \cdot c_N = 3.29662615469773,$$

$$h'_{\text{max}} = h_{\text{max}} + c_h = 223.085933538378,$$

$$B'_{\text{top}} = B_{\text{top}} \cdot (1 - \ln(c_N)) = 94.3572615595458,$$

$$B'_{\text{bot}} = B_{\text{bot}} \cdot \left(1 - \frac{\ln(c_N)}{2}\right) = 16.9169513221396.$$

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

$$N_{\text{max}}^{\text{коpp}} = N'_{\text{max}} \cdot c_{\text{A}} = 2.63730092375818.$$

Ж.4.16 Расчет электронной концентрации в заданной точке пространства:

$$N_e = 4 \cdot N_{\text{max}}^{\text{коpp}} \cdot \frac{\exp(x)}{(1 + \exp(x))^2} = 0.433770428050414,$$

где

$$x = \frac{x'}{1 + 12.5 \cdot \frac{x'}{100 + 0.1 \cdot x'}} = 3.10346011314242;$$

$$x' = \frac{h - h'_{\max}}{B_{\text{top}}} = 5.05434408098688.$$

Приложение И

Передача параметров ориентации НКА «Глонасс-К2» в составе ЦИ сигналов с кодовым разделением

Сокращения

АП – аппаратура потребителя

САС – срок активного существования

СОЗ – Солнце-объект-Земля

ЦИ – цифровая информация

ЧВИ – частотно-временная информация

ЭИ – эфемеридная информация

ЭВИ – эфемеридно-временная информация

$T_{\text{вх}}$ – время от начала текущих суток по шкале сигнала, переносящего НС, в момент перехода НКА из режима ориентации на Солнце в режим упреждающего разворота

α_c – угол между плоскостью орбиты и вектором Земля–Солнце

τ_1 – длительность интервала времени от момента $T_{\text{вх}}$ до момента окончания наращивания угловой скорости с постоянным угловым ускорением $\dot{\omega}$

τ_2 – длительность интервала времени разворота НКА с постоянной максимальной угловой скоростью ω_{max}

τ_3 – 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

$\psi_{\text{вх}}$ – угол рыскания НКА в момент $T_{\text{вх}}$ перехода НКА из режима ориентации на Солнце в режим упреждающего разворота

ψ_p – текущий угол разворота НКА в режиме упреждающего разворота

$\psi_{\text{пр}}$ – угол полного разворота НКА в режиме упреждающего разворота

ω_{max} – максимальная угловая скорость разворота НКА, которую способны обеспечивать его исполнительные устройства

$\omega_{\text{вх}}$ – угловая скорость входа НКА в режим упреждающего разворота

$\omega_{\text{вых}}$ – угловая скорость, с которой НКА должен выходить из режима упреждающего разворота

$\dot{\omega}$ – постоянное угловое ускорение либо замедление разворота НКА вокруг оси r бортовой системы координат

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

Требования к точности эфемеридно-временной информации (ЭВИ) НКА «Глонасс-К2» определяются целевыми индикаторами и показателями реализации мероприятий федеральной целевой программы «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012 - 2020 годы» [1], представленными в таблице И.1.

Таблица И.1 – Основные целевые индикаторы и показатели реализации мероприятий федеральной целевой программы «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012 – 2020» годы в части точностных характеристик

Целевые индикаторы и показатели	2012	2014	2016	2018	2020
Погрешность определения местоположения в реальном времени за счет космического сегмента системы без использования дополняющих систем (м)	2.8	2.7	1.1	0.9	0.6
Среднее значение пространственного геометрического фактора	2.0	2.0	1,88	1,85	1,85
Составляющая эквивалентной погрешности измерений псевдодальности за счет погрешности бортовой эфемеридно-временной информации (м)	1.4	1.4	0.6	0.5	0.3

Из таблицы И.1 следует, что составляющая эквивалентной погрешности измерений псевдодальности за счет погрешности бортовой эфемеридно-временной информации (ЭВИ) после 2020 года должна быть равна 30 см. С учетом геометрического фактора и того, что большая часть этой погрешности будет определяться ошибками частотно-временной информации (ЧВИ), получаем, что составляющая эквивалентной погрешности измерений псевдодальности за счет погрешности только эфемеридной информации (ЭИ) после 2020 года должна лежать на уровне приблизительно 5 см.

При обработке измерений псевдодальностей в аппаратуре потребителя (АП) местоположение НКА отождествляется с местоположением точки, расположенной в фазовом центре антенны, излучающей дальномерный код, по которому в АП осуществляется измерение псевдодальностей. Однако параметры математической модели, передаваемой каждым НКА в составе его ЭИ, определяют пространственное положение его центра масс. Различие между пространственным положением центра масс НКА и положением фазового центра антенны, излучающей дальномерные коды, может достигать до нескольких метров. Поэтому в состав цифровой информации (ЦИ) необходимо включать данные, позволяющие потребителю пересчитывать координаты центра масс, в координаты фазового центра антенны.

Для задания математической модели, позволяющей осуществлять такой пересчет, введем в рассмотрение бортовую систему координат и смещенную бортовую систему координат. Направление осей r , b , n бортовой системы координат НКА «Глонасс-К2» приведено на рисунке И.1 и определяется необходимостью постоянной ориентации солнечных батарей на Солнце.

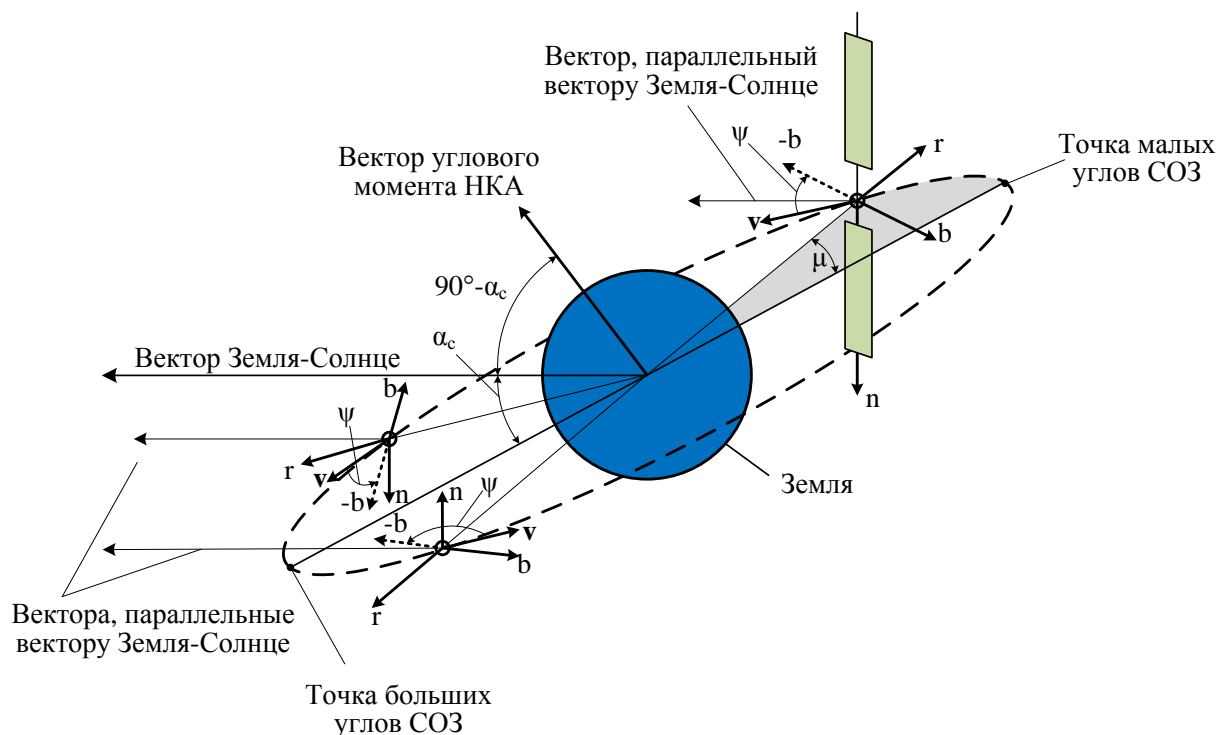


Рисунок И.1 – Прохождение НКА точек малых и больших углов СОЗ

Для достижения такого постоянства направление осей бортовой системы координат НКА «Глонасс-К2» определяется следующим образом. Орт e^r оси r ориентируется по прямой, соединяющей центр Земли и НКА, и направлен в сторону от Земли. Орт e^b оси b бортовой системы лежит в плоскости Солнце-объект-Земля (СОЗ), перпендикулярен оси r и направлен в сторону от Солнца. Орт e^n оси n дополняет бортовую систему до правой. Панели солнечных батарей НКА ориентируются вдоль оси n бортовой системы и поворачиваются вокруг этой оси в направлении на Солнце (см. рис. И.1).

Направление осей смещенной бортовой системы координат совпадает с направлением осей бортовой системы, но ее центр смещен в точку центра масс НКА. В бортовой системе координат положение фазового центра антенны сохраняется неизменным, но положение центра масс НКА в течение срока его активного

существования (САС) в бортовой системе меняется. Это означает, что положение фазового центра антенны в смещенной бортовой системе координат в течение САС также меняется. По этой причине координаты $\Delta x_{\text{фц}}$, $\Delta y_{\text{фц}}$, $\Delta z_{\text{фц}}$ фазового центра антенны в смещенной бортовой системе координат необходимо передавать потребителю в составе ЦИ.

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:

$$\begin{bmatrix} x_{\text{фц}} \\ y_{\text{фц}} \\ z_{\text{фц}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{\text{цм}} \\ y_{\text{цм}} \\ z_{\text{цм}} \end{bmatrix} - \mathbf{E} \begin{bmatrix} \Delta x_{\text{фц}} \\ \Delta y_{\text{фц}} \\ \Delta z_{\text{фц}} \end{bmatrix}, \tag{И.1}$$

где $x_{\text{цм}}$, $y_{\text{цм}}$, $z_{\text{цм}}$ – координаты центра масс НКА, вычисляемые по эфемеридным данным,

$$\mathbf{E} = [\mathbf{e}^r \quad \mathbf{e}^b \quad \mathbf{e}^n] = \begin{bmatrix} e_x^r & e_x^b & e_x^n \\ e_y^r & e_y^b & e_y^n \\ e_z^r & e_z^b & e_z^n \end{bmatrix} \tag{И.2}$$

– (3×3)-матрица перехода, $\mathbf{e}^r = [e_x^r \quad e_y^r \quad e_z^r]^T$, $\mathbf{e}^b = [e_x^b \quad e_y^b \quad e_z^b]^T$, $\mathbf{e}^n = [e_x^n \quad e_y^n \quad e_z^n]^T$ – орты осей r, b, n бортовой системы координат, определяемые в системе координат OXYZ на момент пересчета. Таким образом, пересчет координат $\Delta x_{\text{фц}}$, $\Delta y_{\text{фц}}$, $\Delta z_{\text{фц}}$ фазового центра антенны в геоцентрическую прямоугольную пространственную систему координат 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 геоцентрическую прямоугольную пространственную систему координат 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. рис. И.1).

При движении НКА по орбите плоскость СОЗ постоянно вращается, что приводит к непрерывному вращению бортовой системы координат вокруг оси г. Угловое положение бортовой системы при этом принято определять углом рыскания ψ , отсчитываемым от направления вектора скорости \mathbf{v} НКА до направления оси минус \mathbf{b} . Положительным направлением такого отсчета является направление против часовой стрелки, если смотреть на плоскость, образуемую вектором \mathbf{v} и осью минус \mathbf{b} , со стороны положительного направления оси г 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 И.2 и И.3 [3-5].

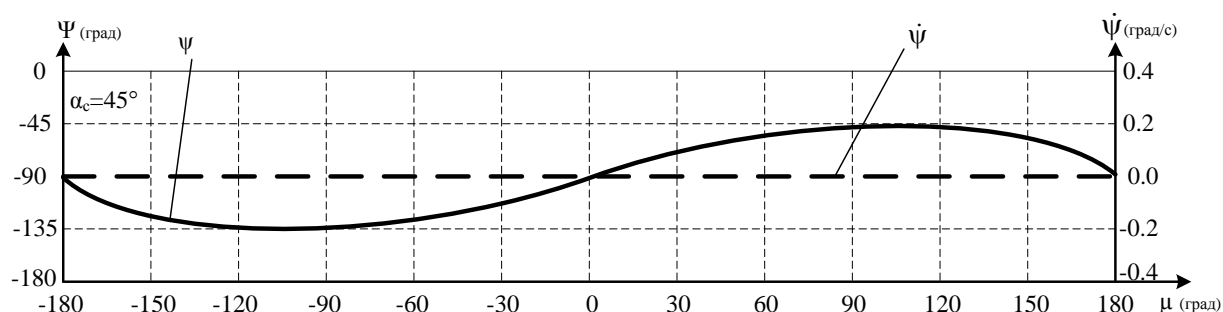


Рисунок И.2 – Типичный характер изменения угла рыскания ψ и его производной $\dot{\psi}$ как функции угла μ при больших углах α_c ($\alpha_c = 45^\circ$)

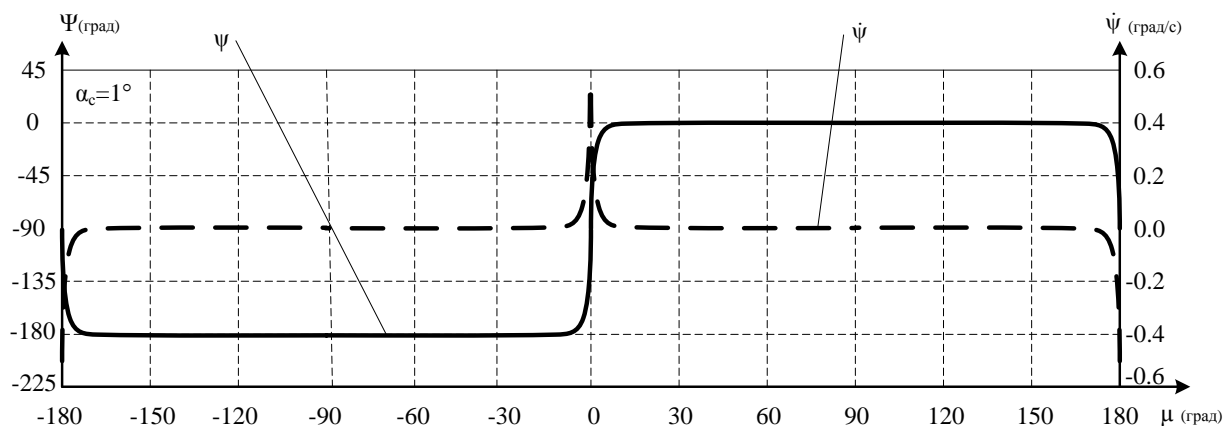


Рисунок И.3 – Типичный характер изменения угла рыскания ψ и его производной $\dot{\psi}$ как функции угла μ при малых углах α_c ($\alpha_c = 1^\circ$)

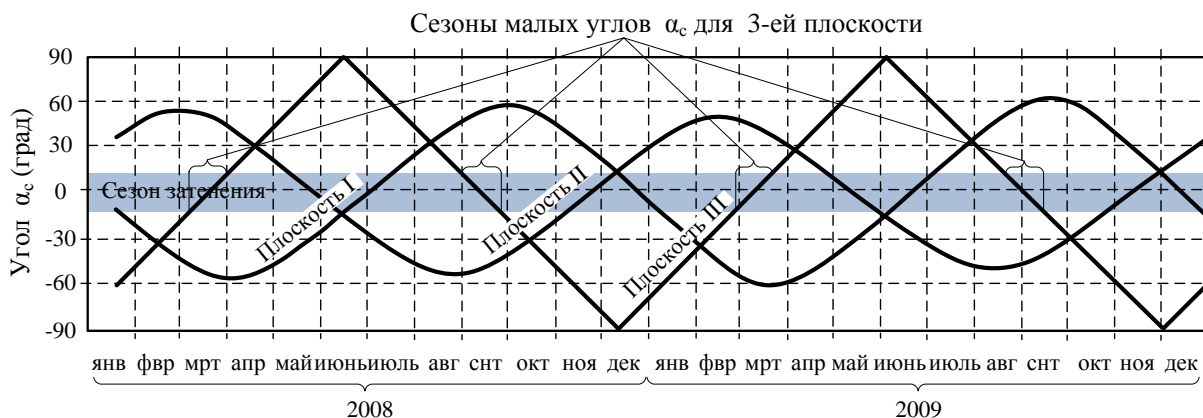
Из рисунка И.2 видим, что при больших углах α_c , которые характерны для большей части периода повторяемости процессов ориентации, скорость $\dot{\psi}$ разворота оси минус \mathbf{b} бортовой системы является очень малой и может быть реализована соответствующими бортовыми исполнительными устройствами. В этом случае направления осей бортовой

системы координат меняются очень медленно и определяются в каждый момент времени только направлением на Солнце. Этот режим медленного разворота бортовой системы координат далее будем называть режимом ориентации на Солнце.

Однако, как видно из рисунка И.3, при малых углах α_c между плоскостью орбиты НКА и направлением на Солнце, 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 будет определяться не направлением на Солнце, а алгоритмами управления, которые применяются для осуществления упреждающего разворота НКА.

На рисунке И.4 показан заимствованный из [5] график изменения угла α_c между плоскостью орбиты и направлением на Солнце для трех орбитальных плоскостей системы ГЛОНАСС. Из графика видим, что наступление интервалов времени малых углов α_c носит сезонный характер.

Наклонение Солнца α_c по отношению к трем орбитальным плоскостям ГЛОНАСС



- 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 И.4 – Повторяемость сезонов малых углов α_c для орбитальных плоскостей системы ГЛОНАСС

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

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

В качестве приблизительной оценки максимальной длительности интервала времени, занимаемого упреждающим разворотом, можно использовать максимальную длительность пребывания НКА в тени Земли, которая согласно [5], не превышает 53-х минут. В результате видим, что в сезон каждый НКА ГЛОНАСС приблизительно 4 раза в сутки будет входить в режим упреждающего разворота, длительность которого не будет

превышать 53-х минут. Прикидочный расчет показывает, что НКА будет находиться в режиме упреждающего разворота порядка 1% всего срока активного существования. Таким образом, подавляющую часть времени ориентация бортовой системы координат НКА определяется направлением на Солнце.

Вышесказанное позволяет сделать вывод, о том, что вычисление элементов матрицы перехода \mathbf{E} в (И.2) должно осуществляться по-разному, в зависимости от того, находится ли НКА в режиме ориентации на Солнце, либо же в режиме упреждающего разворота.

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

Вычисление орта \mathbf{e}^r оси r бортовой системы координат:

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

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

Вычисление орта \mathbf{e}^n оси n бортовой системы:

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

где \times - операция векторного произведения, $\mathbf{e}^c = [e_x^c \quad e_y^c \quad e_z^c]^T$ – единичный вектор в геоцентрическую прямоугольную пространственную систему координат, ориентированный из центра Земли на Солнце.

Вычисление орта \mathbf{e}^b оси b бортовой системы:

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

Орты \mathbf{e}^r , \mathbf{e}^b , \mathbf{e}^n образуют столбцы матрицы перехода \mathbf{E} в (И.2) в режиме ориентации на Солнце.

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

В режиме упреждающего разворота вычисление матрицы перехода \mathbf{E} в (И.2) определяется текущим значением угла рыскания ψ . Если значение этого угла задано, то столбцы матрицы перехода \mathbf{E} в (И.2) вычисляются следующим образом.

Орт \mathbf{e}^r оси r бортовой системы координат вычисляется, как и ранее, по формуле (И.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 минус b бортовой системы координат в режиме упреждающего разворота направлен по отношению к орту $\mathbf{e}^v = [\mathbf{e}_x^v \ \mathbf{e}_y^v \ \mathbf{e}_z^v]^T$ вектора скорости НКА под углом рыскания ψ . Орт \mathbf{e}^v в геоцентрической прямоугольной пространственной системе координат вычисляется по формуле

$$\mathbf{e}^v = \mathbf{v}/|\mathbf{v}|, \quad (\text{И.6})$$

где вектор скорости \mathbf{v} 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 $\mathbf{e}^b = [e_x^b \ e_y^b \ e_z^b]^T$

$$e_x^r e_x^b + e_y^r e_y^b + e_z^r e_z^b = 0 \quad (\text{И.7})$$

$$\mathbf{e}_x^v \mathbf{e}_x^b + \mathbf{e}_y^v \mathbf{e}_y^b + \mathbf{e}_z^v \mathbf{e}_z^b = -\cos \psi \quad (\text{И.8})$$

$$(\mathbf{e}_x^b)^2 + (\mathbf{e}_y^b)^2 + (\mathbf{e}_z^b)^2 = 1 \quad (\text{И.9})$$

Выражая \mathbf{e}_x^b и \mathbf{e}_y^b через \mathbf{e}_z^b с помощью (И.7) и (И.8) получаем

$$\begin{bmatrix} \mathbf{e}_x^b \\ \mathbf{e}_y^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\mathbf{e}_y^r (\cos \psi + \mathbf{e}_z^b \mathbf{e}_z^v)}{\mathbf{e}_x^r \mathbf{e}_y^v - \mathbf{e}_y^r \mathbf{e}_x^v} - \frac{\mathbf{e}_z^b \mathbf{e}_z^r \mathbf{e}_y^v}{\mathbf{e}_x^r \mathbf{e}_y^v - \mathbf{e}_y^r \mathbf{e}_x^v} \\ \frac{\mathbf{e}_z^b \mathbf{e}_z^r \mathbf{e}_x^v}{\mathbf{e}_x^r \mathbf{e}_y^v - \mathbf{e}_y^r \mathbf{e}_x^v} - \frac{\mathbf{e}_x^r (\cos \psi + \mathbf{e}_z^b \mathbf{e}_z^v)}{\mathbf{e}_x^r \mathbf{e}_y^v - \mathbf{e}_y^r \mathbf{e}_x^v} \end{bmatrix} \quad (\text{И.10})$$

Подставляя выражения для \mathbf{e}_x^b и \mathbf{e}_y^b , вытекающие из (И.10), в условие нормировки (И.9), получаем квадратное уравнение для \mathbf{e}_z^b

$$\left(\frac{\mathbf{e}_y^r (\cos \psi + \mathbf{e}_z^b \mathbf{e}_z^v)}{\mathbf{e}_x^r \mathbf{e}_y^v - \mathbf{e}_y^r \mathbf{e}_x^v} - \frac{\mathbf{e}_z^b \mathbf{e}_z^r \mathbf{e}_y^v}{\mathbf{e}_x^r \mathbf{e}_y^v - \mathbf{e}_y^r \mathbf{e}_x^v} \right)^2 + \left(\frac{\mathbf{e}_z^b \mathbf{e}_z^r \mathbf{e}_x^v}{\mathbf{e}_x^r \mathbf{e}_y^v - \mathbf{e}_y^r \mathbf{e}_x^v} - \frac{\mathbf{e}_x^r (\cos \psi + \mathbf{e}_z^b \mathbf{e}_z^v)}{\mathbf{e}_x^r \mathbf{e}_y^v - \mathbf{e}_y^r \mathbf{e}_x^v} \right)^2 + (\mathbf{e}_z^b)^2 = 1 \quad (\text{И.11})$$

Решая квадратное уравнение (И.11) получаем два корня $\mathbf{e}_{z1,z2}^b$, которые будучи подставленными в (И.10) порождают два решения $\mathbf{e}_{x1,x2}^b, \mathbf{e}_{y1,y2}^b$ для каждой из компонент \mathbf{e}_x^b и \mathbf{e}_y^b . Объединение этих решений в векторы, образуют два векторных решения $\mathbf{e}^{b1,b2}$ системы (И.7) – (И.9). Учитывая нормированность ортов $\mathbf{e}^r, \mathbf{e}^v$, векторные решения $\mathbf{e}^{b1,b2}$ можно представить в виде

$$\begin{aligned} \mathbf{e}^{b1,b2} &= \frac{1}{1 - ((\mathbf{e}^r)^T \mathbf{e}^v)^2} \left(\left(((\mathbf{e}^r)^T \mathbf{e}^v) \mathbf{e}^r - \mathbf{e}^v \right) \cos \psi \pm \mathbf{e}^r \times \mathbf{e}^v \sqrt{1 - ((\mathbf{e}^r)^T \mathbf{e}^v)^2 - \cos^2 \psi} \right) = \\ &= \frac{1}{\sin^2 \phi} \left((\cos \phi \cdot \mathbf{e}^r - \mathbf{e}^v) \cos \psi \pm \mathbf{e}^r \times \mathbf{e}^v \sqrt{\sin^2 \phi - \cos^2 \psi} \right) = \\ &= \frac{1}{\sin^2 \phi} \left(\mathbf{a} \cdot \cos \psi \pm \mathbf{b} \sqrt{\sin^2 \phi - \cos^2 \psi} \right) \end{aligned} \quad (\text{И.12})$$

где $\cos \phi = (\mathbf{e}^r)^T \mathbf{e}^v$ – косинус угла между осью r бортовой системы и вектором \mathbf{v} линейной скорости НКА, $\sin^2 \phi = 1 - ((\mathbf{e}^r)^T \mathbf{e}^v)^2$, $\mathbf{a} = \cos \phi - \mathbf{e}^v$, $\mathbf{b} = \mathbf{e}^r \times \mathbf{e}^v$.

Из двух возможных значений $\mathbf{e}^{b1, b2}$ (И.12) выбирается то значение \mathbf{e}^b , которое удовлетворяет условию отрицательности проекции направления на Солнце на ось b бортовой системы координат

$$(\mathbf{e}^c)^T \mathbf{e}^b < 0 \quad (\text{И.13})$$

Орт \mathbf{e}^n оси n дополняет бортовую систему до правой

$$\mathbf{e}^n = \mathbf{e}^r \times \mathbf{e}^b \quad (\text{И.14})$$

где \mathbf{e}^b – выбранный ранее по правилу (И.13) орт оси b . Значение орта \mathbf{e}^n , соответствующее одному из возможных значений знака \pm в формуле (И.12), который выбирается из условия (И.13), может быть так же вычислено по формуле

$$\mathbf{e}^n = \frac{1}{\sin^2 \phi} \left(\mathbf{b} \cdot \cos \psi \pm \mathbf{a} \cdot \sqrt{\sin^2 \phi - \cos^2 \psi} \right) \quad (\text{И.15})$$

И.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

Согласно [2], вычисление угла рыскания ψ на заданный момент времени T по бортовой шкале, осуществляется по формуле

$$\psi = \psi_{\text{вх}} - \text{sign}(\alpha_c) \cdot \psi_p, \quad (\text{И.16})$$

где $\psi_{\text{вх}}$ – угол рыскания в момент перехода из режима ориентации на Солнце в режим упреждающего разворота, ψ_p – абсолютное значение (модуль) угла разворота на заданный момент времени T по бортовой шкале (максимальное значение угла ψ_p в момент выхода НКА из режима упреждающего разворота далее будет называться углом полного разворота $\psi_{\text{пр}}$), α_c – угол между плоскостью орбиты и направлением на Солнце (см. рис. И.1),

$$\text{sign}(\alpha_c) = \begin{cases} +1 & \text{если } \alpha_c \geq 0 \\ -1 & \text{если } \alpha_c < 0 \end{cases}. \quad (\text{И.17})$$

Углы ψ , $\psi_{\text{вх}}$, ψ_p , α_c в орбитальной системе координат $OX_0Y_0Z_0$ показаны на рисунках И.5 и И.6. 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, OY_0 – направлена по вектору линейной скорости НКА, OZ_0 – дополняет систему координат до правой. Рисунок И.5 соответствует углу $\alpha_c \geq 0$, а рисунок И.6 – углу $\alpha_c < 0$.

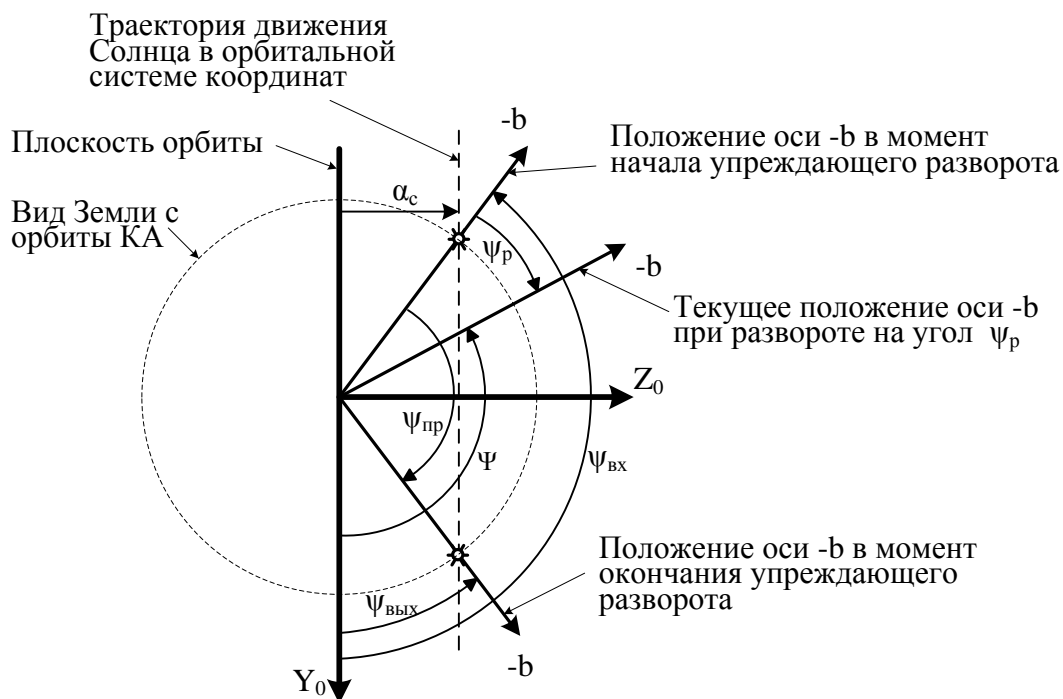


Рисунок И.5 – Разворот оси минус b бортовой системы координат в режиме упреждающего разворота при положительном угле α_c между плоскостью орбиты и направлением на Солнце

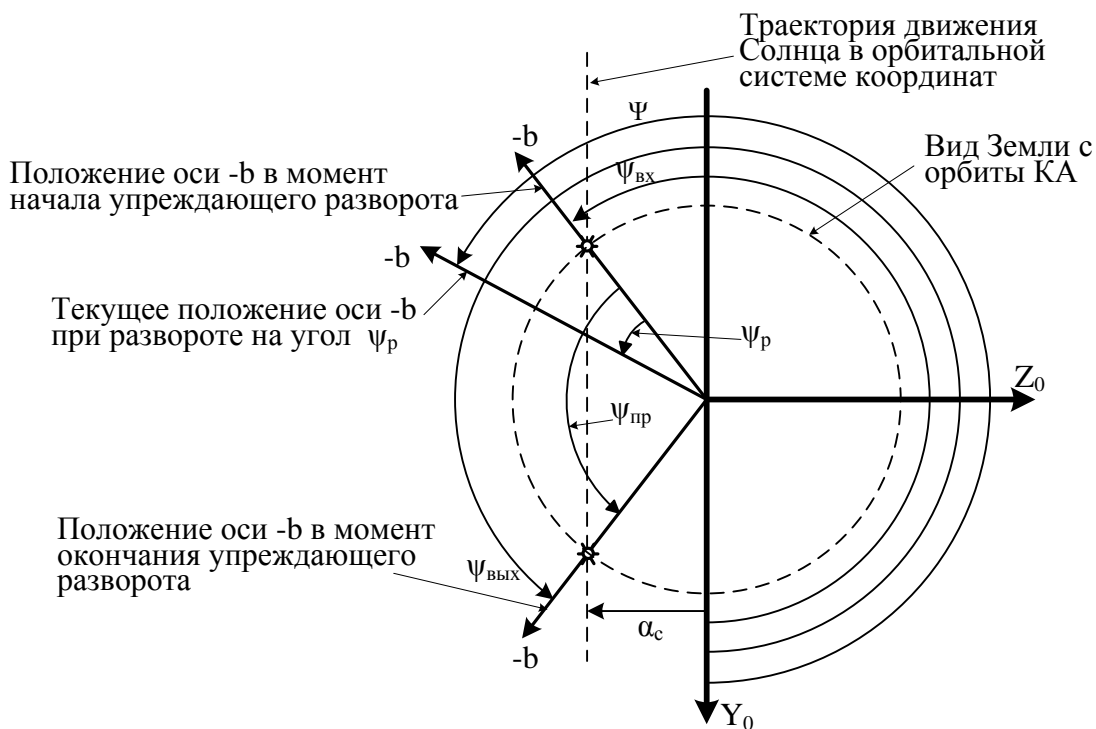


Рисунок И.6 – Разворот оси минус b бортовой системы координат в режиме упреждающего разворота при отрицательном угле α_c между плоскостью орбиты и направлением на Солнце

Положительным направлением отсчета всех углов, за исключением ψ_p , $\psi_{пр}$, является направление против часовой стрелки. Диапазон отсчета углов $0 - 2\pi$.

Направление отсчета угла разворота ψ_p и угла полного разворота $\psi_{пр}$ зависит от знака угла α_c . При $\alpha_c \geq 0$ (рис. И.5) положительным направлением отсчета этих углов является направление по часовой стрелке, а при $\alpha_c < 0$ (рис. И.6) положительным является направление против часовой стрелки. Такой способ задания положительного направления отсчета означает, что значения углов ψ_p , $\psi_{пр}$ определяется по абсолютной величине, что отражается в правиле задания знака в формуле (И.17) с помощью функции $\text{sign}(\alpha_c)$.

Таким образом, для расчета угла рыскания ψ в режиме упреждающего разворота потребителю необходимо передавать значение $\psi_{вх}$, знак угла α_c , а также информацию, необходимую для вычисления угла разворота ψ_p на текущий момент времени T по бортовой шкале. Состав такой информации, а также алгоритм расчета угла ψ_p зависит от величины полного угла разворота $\psi_{пр}$, который должен осуществить НКА, при условии, что он входит в режим упреждающего разворота с угловой скоростью $\omega_{вх}$, может наращивать, либо уменьшать угловую скорость только с постоянным угловым ускорением $\dot{\omega}$, угловая скорость разворота НКА не может превышать максимального значения ω_{max} , НКА будет иметь в момент выхода из режима упреждающего разворота угловую скорость $\omega_{вых}$ и значение угла разворота $\psi_p = \psi_{пр}$.

НКА входит в режим упреждающего разворота в момент $T_{вх}$ по бортовой шкале, опережающий момент времени, в который требующаяся угловая скорость разворота ψ (см. рис. И.3) превысит максимально возможное для НКА значение ω_{max} . 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. Этот рост ограничивается одной из двух возможных причин. При малых углах полного разворота $\psi_{пр}$, которые выполняются в начале и конце сезонов малых углов α_c , рост угловой скорости разворота НКА ограничивается 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 И.7. На этом рисунке τ_1 – длительность интервала времени от момента $T_{вх}$ до момента окончания наращивания угловой скорости с постоянным угловым ускорением $\dot{\omega}$, τ_3 – длительность интервала времени уменьшения с постоянным угловым ускорением $\dot{\omega}$ угловой скорости разворота НКА до значения $\omega_{вых}$ в момент выхода НКА из режима упреждающего разворота.

При больших углах полного разворота $\psi_{пр}$, которые выполняются в середине сезонов малых углов α_c , рост угловой скорости разворота НКА ограничивается ее максимально возможным значением ω_{max} . В этом втором варианте, для обеспечения заданного угла полного разворота $\psi_{пр}$ и заданной угловой скорости $\omega_{вых}$ 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 И.8. 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 И.7.

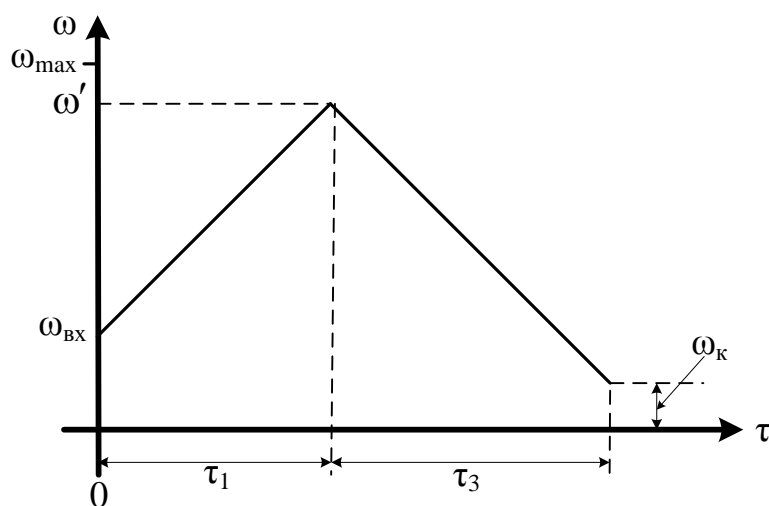


Рисунок И.7 – Изменение угловой скорости при малых углах полного разворота $\psi_{пр}$

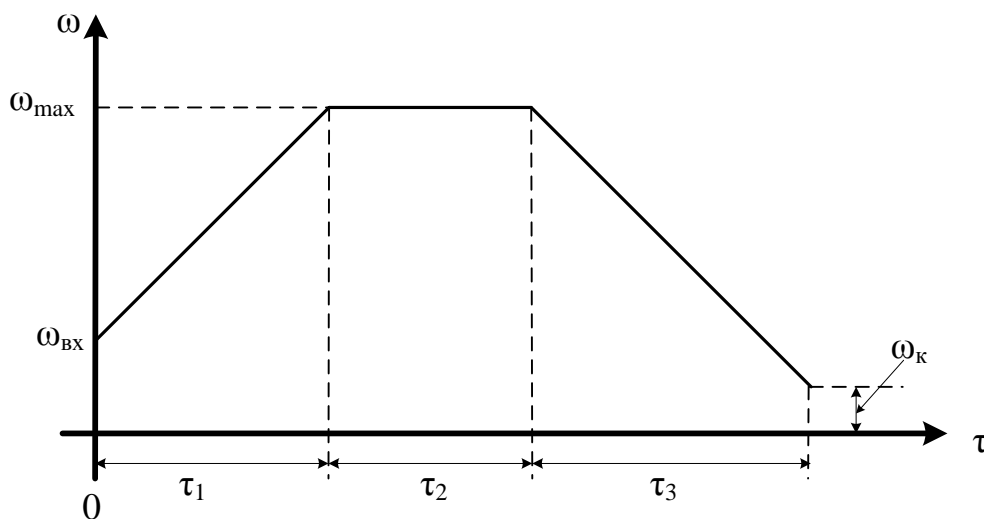


Рисунок И.8 – Изменение угловой скорости при больших углах полного разворота $\psi_{пр}$

Границей, разделяющей первый и второй варианты разворота, является ситуация, когда угловая скорость ω' , показанная на рисунке И.7, становится равной ω_{\max} . При этом

$$\tau_1 = \frac{\omega_{\max} - \omega_{\text{вх}}}{\dot{\omega}} \quad (\text{И.18})$$

$$\tau_3 = \frac{\omega_{\max} - \omega_{\text{вых}}}{\dot{\omega}} \quad (\text{И.19})$$

Угол полного разворота $\psi_{\text{пр}}$, соответствующий первому варианту, должен удовлетворять условию

$$\omega_{\text{вх}} \tau_1 + \frac{\dot{\omega} \tau_1^2}{2} + (\omega_{\text{вх}} + \dot{\omega} \tau_1) \tau_3 - \frac{\dot{\omega} \tau_3^2}{2} \geq \psi_{\text{пр}} \quad (\text{И.20})$$

Подставляя (И.18) и (И.19) в (И.20), получаем условие, при котором выполняется 1-й вариант упреждающего разворота

$$\frac{2\omega_{\max}^2 - \omega_{\text{вх}}^2 - \omega_{\text{вых}}^2}{2\dot{\omega}} \geq \psi_{\text{пр}} \quad (\text{И.21})$$

В противном случае выполняется второй вариант.

Если задать интервалы времени τ_1 , τ_2 , τ_3 , то значение угла разворота ψ_p может быть вычислено по формулам

$$\psi_p(\tau) = \begin{cases} \omega_{\text{вх}} \tau + \frac{\dot{\omega} \tau^2}{2} & \text{при } 0 < \tau \leq \tau_1 \\ \omega_{\text{вх}} \tau_1 + \frac{\dot{\omega} \tau_1^2}{2} + (\omega_{\text{вх}} + \dot{\omega} \tau_1)(\tau - \tau_1) - \frac{\dot{\omega}(\tau - \tau_1)^2}{2} & \text{при } \tau_1 < \tau \leq \tau_1 + \tau_3 \end{cases} \quad (\text{И.22})$$

в случае первого варианта, где $\tau = T - T_{\text{вх}}$, и по формулам

$$\psi_p(\tau) = \begin{cases} \omega_{\text{вх}} \tau + \frac{\dot{\omega} \tau^2}{2} & \text{при } 0 < \tau \leq \tau_1 \\ \omega_{\text{вх}} \tau_1 + \frac{\dot{\omega} \tau_1^2}{2} + \omega_{\text{max}} (\tau - \tau_1) & \text{при } \tau_1 < \tau \leq \tau_1 + \tau_2 \\ \omega_{\text{вх}} \tau_1 + \frac{\dot{\omega} \tau_1^2}{2} + \omega_{\text{max}} (\tau - \tau_1) - \frac{\dot{\omega} (\tau - \tau_1 - \tau_2)^2}{2} & \text{при } \tau_1 + \tau_2 < \tau \leq \tau_1 + \tau_2 + \tau_3 \end{cases} \quad (\text{И.23})$$

в случае второго.

Таким образом, если потребителю сообщить значения параметров $T_{\text{вх}}, \tau_1, \tau_2, \tau_3, \omega_{\text{вх}}, \omega_{\text{max}}, \dot{\omega}$, то он по формулам (И.22) либо (И.23) сможет вычислить необходимое значение угла разворота ψ_p . Для того, чтобы сообщить потребителю применять формулы (И.22) либо (И.23) удобно использовать признак $\tau_2 = 0$. Если в НС указано $\tau_2 = 0$, то потребитель должен использовать для расчета формулы (И.22). В противном случае он должен использовать формулы (И.23).

И.5 Вычисление на борту НКА интервалов времени τ_1, τ_2, τ_3

Рассмотрим вычисление на борту НКА интервалов времени τ_1, τ_2, τ_3 , обеспечивающих выход из режима упреждающего разворота с заданной угловой скоростью $\omega_{\text{вых}}$ и заданным углом полного разворота $\psi_{\text{пр}}$.

В первом варианте упреждающего разворота, т.е. при выполнении условия (И.21), значения τ_1, τ_3 , обеспечивающие выход из режима упреждающего разворота с заданной угловой скоростью $\omega_{\text{вых}}$ и заданным углом полного разворота $\psi_{\text{пр}}$ находятся из решения следующей системы уравнений

$$\begin{aligned} \omega_{\text{вх}} + \dot{\omega} \tau_1 - \dot{\omega} \tau_3 &= \omega_{\text{вых}} \\ \omega_{\text{вх}} \tau_1 + \frac{\dot{\omega} \tau_1^2}{2} + (\omega_{\text{вх}} + \dot{\omega} \tau_1) \tau_3 - \frac{\dot{\omega} \tau_3^2}{2} &= \psi_{\text{пр}} \end{aligned} \quad (\text{И.24})$$

Решая систему (И.24), получаем

$$\begin{aligned} \tau_1 &= -\frac{\omega_{\text{вх}}}{\dot{\omega}} + \frac{\sqrt{2(\omega_{\text{вх}}^2 + \omega_{\text{вых}}^2 + 2\dot{\omega}\psi_{\text{пр}})}}{2\dot{\omega}} \\ \tau_3 &= \frac{\omega_{\text{вх}} - \omega_{\text{вых}}}{\dot{\omega}} + \tau_1 \end{aligned} \quad (\text{И.25})$$

Во втором варианте упреждающего разворота, т.е. при невыполнении условия (И.21), значения τ_1 , τ_2 , τ_3 , обеспечивающие выход из режима упреждающего разворота с заданной угловой скоростью $\omega_{\text{вых}}$ и заданным углом полного разворота $\psi_{\text{пр}}$ находятся из решения следующей системы уравнений

$$\begin{aligned}\omega_{\text{вх}} + \dot{\omega}\tau_1 &= \omega_{\text{max}} \\ \omega_{\text{max}} - \dot{\omega}\tau_3 &= \omega_{\text{вых}} \\ \omega_{\text{вх}}\tau_1 + \frac{\dot{\omega}\tau_1^2}{2} + \omega_{\text{max}}(\tau_2 + \tau_3) - \frac{\dot{\omega}\tau_3^2}{2} &= \psi_{\text{пр}}\end{aligned}\quad (\text{И.26})$$

Решая систему (И.26), получаем

$$\begin{aligned}\tau_1 &= \frac{\omega_{\text{max}} - \omega_{\text{вх}}}{\dot{\omega}} \\ \tau_2 &= \frac{\psi_{\text{пр}}}{\omega_{\text{max}}} + \frac{\omega_{\text{вх}}^2 + \omega_{\text{вых}}^2}{2\dot{\omega}\omega_{\text{max}}} - \frac{\omega_{\text{max}}}{\dot{\omega}} \\ \tau_3 &= \frac{\omega_{\text{max}} - \omega_{\text{вых}}}{\dot{\omega}}\end{aligned}\quad (\text{И.27})$$

И.6 Формальное описание алгоритма вычисления матрицы перехода E в режиме упреждающего разворота

Для вычисления матрицы перехода E в (И.2) в режиме упреждающего разворота потребителю в НС передаются следующие данные:

$T_{\text{вх}}$ – момент времени по бортовой шкале входа НКА в режим упреждающего разворота;

$\psi_{\text{вх}}$ – угол рыскания в момент $T_{\text{вх}}$;

$\text{sign}(\alpha_c)$ – знак угла α_c , принимающий значение 0 если $\text{sign}(\alpha_c) > 0$, и 1 если $\text{sign}(\alpha_c) < 0$;

ω_{max} – максимальная скорость разворота НКА;

$\omega_{\text{вх}}$ – угловая скорость разворота НКА в момент $T_{\text{вх}}$ ($\omega_{\text{вх}} < \omega_{\text{max}}$);

$\dot{\omega}$ – постоянное угловое ускорение (замедление) НКА;

τ_1 – длительность интервала времени от момента $T_{\text{вх}}$ до момента окончания наращивания угловой скорости с постоянным угловым ускорением $\dot{\omega}$;

τ_2 – длительность интервала времени разворота НКА с постоянной максимальной угловой скоростью ω_{\max} ;

τ_3 – 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.

В режиме упреждающего разворота потребитель осуществляет вычисление матрицы перехода **E** в (И.2) в соответствии со следующим алгоритмом

1. Вычисление времени T по бортовой шкале на момент, в который требуется вычисление матрицы перехода **E** в (И.2).

$$T = T_{\text{прм}} - \rho/c, \tag{И.28}$$

где $T_{\text{прм}}$ – время по шкале приемника в момент, к которому привязывается решение навигационной задачи с использованием матрицы перехода **E**, ρ – псевдодальность, измеренная в приемнике в момент $T_{\text{прм}}$, c – скорость света.

2. Вычисление интервала времени τ от момента $T_{\text{вх}}$ по бортовой шкале до текущего момента времени T .

$$\tau = T - T_{\text{вх}} \tag{И.29}$$

3. если $\tau_2=0$

{

если $0 < \tau \leq \tau_1$ $\psi_p(\tau) = \omega_{\text{вх}} \tau + \frac{\dot{\omega} \tau^2}{2}$

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

{

если $0 < \tau \leq \tau_1$ $\psi_p(\tau) = \omega_{\text{вх}} \tau + \frac{\dot{\omega} \tau^2}{2}$

иначе

$$\left. \begin{array}{l} \{ \\ \text{если } \tau_1 < \tau \leq \tau_1 + \tau_2 \quad \psi_p(\tau) = \omega_{\text{вх}} \tau_1 + \frac{\dot{\omega} \tau_1^2}{2} + \omega_{\text{макс}} (\tau - \tau_1) \\ \\ \text{иначе } \psi_p(\tau) = \omega_{\text{вх}} \tau_1 + \frac{\dot{\omega} \tau_1^2}{2} + \omega_{\text{макс}} (\tau - \tau_1) - \frac{\dot{\omega} (\tau - \tau_1 - \tau_2)^2}{2} \\ \} \end{array} \right\}$$

4. Вычисление по формуле (И.16) значения угла рыскания Ψ в момент времени T по бортовой шкале.
5. Вычисление времени $T_{\text{МДВ}}$ в шкале московского декретного времени (МДВ), соответствующего моменту T по бортовой шкале путем внесения частотно временных поправок (ЧВП), передаваемых в НС, 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 (И.3) и (И.6) соответственно.
8. Вычисление компонент ортов \mathbf{e}^b , \mathbf{e}^n по формулам (И.12) и (И.14) либо (И.15) соответственно.
9. Формирование матрицы E в (И.2) из компонент векторов \mathbf{e}^r , \mathbf{e}^b , \mathbf{e}^n .
10. выход из алгоритма

Список использованных источников в приложении И

1. Федеральная целевая программа «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012 - 2020 годы».
2. Отчет научно-технический по НИР. Шифр: «Комплекс ИСС». Исследование построения и развития космического комплекса, как составной части перспективной системы ГЛОНАСС. Часть 3 Описание особенностей функционирования НКА «Глонасс» 14Ф113, 14Ф143. Этап № 2 календарного плана по договору № 110/5-2009 от 06.04.2009. НИР «Комплекс», Госконтракт № 754-Г 028/09 от 23.03.2009. ОНТ 110-677-2010 часть 3.
3. F. Dilssner. GPS IIF-1 Satellite Antenna Phase Center and Attitude Modeling. Inside GNSS. September 2010. pp. 59-64.
4. F. Dilssner, T. Springer, G. Gienger, J. Dow. Journal Advances in Space Research. (2010), doi: 10.1016/j.asr.2010.09.007

5. F. Dilssner et. al. Dancing in the Dark: How GNSS Satellites Cross the Earth's Shadow. European Space Operations Centre (ESOC), Darmstadt. 24 January 2011, Technische Universitat Munchen.

Приложение К

Алгоритм расчета направляющих косинусов, радиус-вектора и координат истинного и видимого Солнца

Необходимые для расчета в В.1 солнечных возмущений значения направляющих косинусов и радиус-вектора на Солнце ξ_c , η_c , ζ_c , r_c на момент t_b шкалы МДВ, к которому привязаны эфемериды ГЛОНАСС рассчитывается по следующим формулам:

$$\begin{aligned}\xi_c &= \cos \vartheta_c \cdot \cos \omega_c - \sin \vartheta_c \cdot \sin \omega_c, \\ \eta_c &= (\sin \vartheta_c \cdot \cos \omega_c + \cos \vartheta_c \cdot \sin \omega_c) \cos \varepsilon, \\ \zeta_c &= (\sin \vartheta_c \cdot \cos \omega_c + \cos \vartheta_c \cdot \sin \omega_c) \sin \varepsilon, \\ r_c &= a_c \cdot (1 - e_c \cos E_c), \quad \text{где:}\end{aligned}\tag{К.1}$$

$$\sin \vartheta_c = \frac{\sqrt{1 - e_c^2} \sin E_c}{1 - e_c \cos E_c},$$

$$\cos \vartheta_c = \frac{\cos E_c - e_c}{1 - e_c \cos E_c},$$

$E_c = q_c + e_c \sin E_c$ – уравнение Кеплера для эксцентрической аномалии, решается методом итераций, пока $|E_c - E_c(\text{пред})|$ не будет меньше 10^{-8} ;

$a_c = 1,49598 \cdot 10^8$ км – большая полуось «орбиты» Солнца;

$e_c = 0,016719$ – эксцентриситет солнечной «орбиты»;

Параметры нутации Солнца на момент задания эфемерид ГЛОНАСС t_b вычисляются следующим по формулам, приведенным в конвенции IERS 2010:

Средняя аномалия Солнца, рад,

$$q_c = 6,2400601269 + 628,3019551714 \cdot T - 0,0000026820 \cdot T^2;$$

Средняя тропическая долгота перигея орбиты Солнца, рад,

$$\omega_c = -7,6281824375 + 0,0300101976 \cdot T + 0,0000079741 \cdot T^2;$$

T – время от эпохи 2000 г., 1 января, 12 часов (UTC) до момента задания эфемерид ГЛОНАСС (МДВ) t_b в юлианских столетиях по 36525 эфемеридных суток,

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

где JD_0 – текущая юлианская дата на 0 часов (UTC), алгоритм расчета которой по данным в составе навигационного кадра ГЛОНАСС приведен в приложении Г;

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

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

2451545,0 – юлианская дата на 12 часов 1 января 2000 г (UTC).

Координаты истинного Солнца на момент t_i в прямоугольной абсолютной 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 следующим формулам:

$$\begin{aligned} x_{c0} &= r_c \xi_c, \\ y_{c0} &= r_c \eta_c, \\ z_{c0} &= r_c \mathfrak{S}_c, \end{aligned} \quad (K.2)$$

Координаты видимого Солнца на момент t_i в прямоугольной абсолютной инерциальной геоцентрической системе координат $OX_0Y_0Z_0$ рассчитываются по следующему алгоритму:

1. Рассчитывается значение радиус-вектора Солнца r_c по формулам (K.1) на момент t_i ;

2. Находим время прохождения света от Солнца до Земли по следующей формуле:

$$\Delta t = r_c / c, \quad \text{где:}$$

$c = 299792458$ м/с – скорость света в вакууме.

3. Рассчитываются значения направляющих косинусов и радиус-вектора на Солнце $\xi_c, \eta_c, \mathfrak{S}_c, r_c$ по формулам (K.1) на момент $t_i - \Delta t$;

4. По вычисленным значениям $\xi_c, \eta_c, \mathfrak{S}_c, r_c$ с помощью формул (K.2) рассчитать координаты видимого Солнца.

Пересчет координат Солнца из инерциальной системы $OX_0Y_0Z_0$ в связанную систему координат ПЗ-90 осуществляется по следующим формулам:

$$\begin{aligned}x_c &= x_{c0} \cdot \cos S + y_{c0} \cdot \sin S, \\y_c &= -x_{c0} \cdot \sin S + y_{c0} \cdot \cos S, \\z_c &= z_{c0}, \\S &= \text{GMST} + \omega_3 \cdot (t_i - 10800).\end{aligned}\tag{К.3}$$

Здесь:

GMST – среднее звездное время по Гринвичу, вычисляемое по методике, приведенной в приложении Г;

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

Лист регистрации изменений									
Изм	Номера листов				Всего листов в докум.	Номер документа	Входящий № сопроводит. докум. и дата	Подпись	Дата
	измененных	замененных	новых	изъятых					
					89				

По всем вопросам, связанным с ИКД системы ГЛОНАСС, вы можете обращаться в открытое акционерное общество «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» (ОАО «Российские космические системы»).

e-mail: contact@spacecorp.ru, contact@rniikp.ru

Internet: www.spacecorp.ru, www.rniikp.ru

© 2013 Открытое акционерное общество «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» (ОАО «Российские космические системы»)