

СИСТЕМА ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЙ КОРРЕКЦИИ и МОНИТОРИНГА

# СДКМ-КФД



## ИНТЕРФЕЙСНЫЙ КОНТРОЛЬНЫЙ ДОКУМЕНТ

**Радиосигналы и состав цифровой информации функционального  
дополнения системы ГЛОНАСС  
в диапазоне L5  
СДКМ-КФД**

**Редакция 1.0**

МОСКВА  
2020 г.

## **УТВЕРЖДАЮ**

Генеральный директор  
Госкорпорации «Роскосмос»

\_\_\_\_\_ Д.О. Рогозин  
« \_\_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2020 г.

**Интерфейсный контрольный документ  
Радиосигналы и состав цифровой информации функционального дополнения  
системы ГЛОНАСС в диапазоне L5  
СДКМ-КФД**

Редакция 1.0

## **СОГЛАСОВАНО**

Заместитель генерального директора по космическим  
комплексам и системам Госкорпорации «Роскосмос»

\_\_\_\_\_ М.Н. Хайлов  
« \_\_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2020 г.

Генеральный конструктор системы ГЛОНАСС

\_\_\_\_\_ С.Н. Карутин  
« \_\_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2020 г.

Генеральный директор  
АО «Российские космические системы»

\_\_\_\_\_ А.Е. Тюлин  
« \_\_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2020 г.

## Лист согласования

От Госкорпорации «Роскосмос»

\_\_\_\_\_

От АО «Российские космические системы»

В.Г. Денежкин

В.Г. Сернов

В.В. Куршин

\_\_\_\_\_

От АО «ЦНИИмаш»

\_\_\_\_\_

От ФГУП ГосНИИ ГА

согласовано (исх. письмо № 807-71-ф-32161 от 18.11.2020)

От ФГБУ НИЦ (г. Королёв) «ЦНИИ ВКС» Минобороны России

\_\_\_\_\_

## Содержание

1	Введение.....	6
1.1	Назначение СДКМ-КФД .....	6
1.2	Состав СДКМ-КФД.....	6
1.3	Определение интерфейса СДКМ-КФД.....	7
2	Общие положения .....	9
2.1	Определение интерфейсного контрольного документа СДКМ-КФД .....	9
2.2	Согласование и изменение ИКД.....	9
3	Космический сегмент СДКМ-КФД.....	10
4	Общая характеристика взаимодействия СДКМ-КФД и потребителя .....	13
5	Интерфейс радиосигнала L5 КФД.....	15
5.1	Радиочастотные характеристики радиосигнала L5 КФД.....	15
5.2	ПСП радиосигналов L5 КФД.....	18
6	Структура ЦИ радиосигнала L5 КФД.....	23
7	Содержание ЦИ радиосигнала L5 КФД.....	27
7.1	Сообщение типа 0. Тестовое сообщение L5.....	27
7.2	Сообщение типа 31. Маска спутников.....	27
7.3	Сообщения типа 34, 35 и 36. Информация целостности.....	32
7.4	Сообщение типа 32. Поправки к ЭВИ спутников и ковариационная матрица.....	36
7.5	Сообщение типа 39/40. Эфемериды спутников СДКМ-КФД и ковариационная матрица .....	43
7.6	Сообщение типа 37. Параметры деградации и масштабная таблица DFREI.....	49
7.7	Сообщение типа 47. Альманах спутников СДКМ-КФД.....	54
7.8	Сообщение типа 42. Параметры смещения сетевого времени СДКМ-КФД.....	58
7.9	Сообщение типа 62. Внутреннее тестовое сообщение SBAS L5 .....	59
7.10	Сообщение типа 63. Пустое сообщение SBAS L5 .....	59
7.11	Внутренняя связь между сообщениями .....	59
8	Пользовательский алгоритм определения координат спутника, передающего поправки СДКМ-КФД .....	61

8.1	Постоянные величины, задающие систему координат .....	61
8.2	Определение координат спутника, передающего поправки СДКМ-КФД на основе альманаха (сообщение типа 47) .....	61
8.3	Определение координат спутника, передающего поправки СДКМ-КФД на основе эфемеридной информации (сообщения типа 39 и 40) .....	64
ПРИЛОЖЕНИЕ А (обязательное) Применение информации СДКМ-КФД в навигационном алгоритме систем ГЛОНАСС, GPS, Galileo, BDS и СДКМ-КФД .....		68
ПРИЛОЖЕНИЕ Б (обязательное) Рекомендуемая модель для вычисления тропосферной задержки.....		70
ПРИЛОЖЕНИЕ В (обязательное) Применение информации СДКМ-КФД .....		73
ПРИЛОЖЕНИЕ Г (обязательное) Интервалы действия информации .....		77
ПРИЛОЖЕНИЕ Д (обязательное) Базовое взвешенное решение навигационной задачи и оценка ошибки определения местоположения с обеспечением мониторинга целостности сервиса SBAS L5 .....		79
ПРИЛОЖЕНИЕ Е (обязательное) Определения основных априорных и апостериорных параметров для оценки точности НАП с учетом информации СДКМ-КФД.....		83
ПРИЛОЖЕНИЕ Ж (обязательное) Обнаружение неисправностей с помощью мониторинга целостности сервиса SBAS L5.....		89
ПРИЛОЖЕНИЕ И (обязательное) Основные принципы обеспечения целостности .....		91
ПРИЛОЖЕНИЕ К (обязательное) Запрещенные параметры дополняемой ГНСС .....		97
ПРИЛОЖЕНИЕ Л (обязательное) Дополнительные материалы и сведения.....		99
Перечень принятых сокращений .....		101
Список использованных источников .....		103

## **1 Введение**

### **1.1 Назначение СДКМ-КФД**

1.1.1 Система дифференциальной коррекции и мониторинга СДКМ-КФД является функциональным дополнением глобальной навигационной системы ГЛОНАСС и предназначена для повышения точности и обеспечения целостности определения местоположения морских, воздушных, сухопутных и космических потребителей навигационных радиосигналов открытого доступа ГНСС ГЛОНАСС, GPS, Galileo и BDS.

В настоящем документе приведено описание радиосигналов L5 КФД, предназначенных для поддержки двухчастотного многосистемного (DFMC) функционирования системы СДКМ-КФД. Это функционирование может поддерживать любое сочетание ГНСС, в том числе только одну ГНСС.

Описание радиосигнала L1 СДКМ, предназначенного для поддержки одночастотного функционирования системы СДКМ, обеспечивающего использование систем GPS и ГЛОНАСС, приведено в [1].

### **1.2 Состав СДКМ-КФД**

1.2.1 Аппаратура из состава СДКМ-КФД может быть условно разделена на два сегмента:

- космический сегмент;
- наземный сегмент.

Космический сегмент СДКМ-КФД построен на базе трех КА МКСР «Луч», находящихся на ГСО, которые обеспечивают передачу информации СДКМ-КФД потребителям посредством излучения радиосигналов в структуре SBAS. В перспективе планируется модернизация космического сегмента СДКМ-КФД с использованием КА «Луч-5ВМ», «Луч-5М» и других КА, разрабатываемых в Единой государственной космической программе.

Наземный сегмент СДКМ-КФД состоит из ЦДКМ, сети ССИ, рассредоточенных по территории земного шара, средств передачи потребителям информации СДКМ-КФД по наземным каналам связи и нескольких КЗиК-КФД, обеспечивающих доставку потребителям информации СДКМ-КФД по спутниковым каналам.

Задачами наземного сегмента является:

- мониторинг радионавигационного поля открытого доступа, формируемого НКА ГЛОНАСС, GPS, Galileo и BDS;
- непрерывное уточнение параметров орбит и часов НКА ГЛОНАСС, GPS, Galileo и BDS;
- формирование потока КИ и ИЦ;
- передача КИ и ИЦ потребителям с помощью КА и наземных средств передачи информации.

### 1.3 Определение интерфейса СДКМ-КФД

1.3.1 В настоящем документе описана структура и состав ЦИ радиосигналов L5 КФД, передающих поправки в структуре SBAS к ЦИ радиосигналов открытого доступа ГЛОНАСС, GPS, Galileo и BDS в диапазонах L1 и L5. Интерфейс СДКМ-КФД от ПКА до НАП в части радиосигнала L5 КФД приведен на рисунке 1.

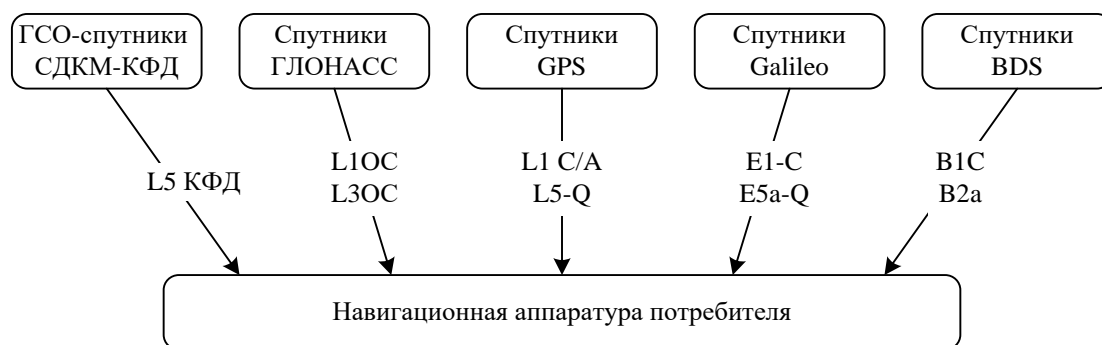


Рисунок 1 – Интерфейс СДКМ-КФД от ПКА до НАП в части радиосигнала L5 КФД

Радиосигналы L1OC и L3OC описаны в ИКД ГЛОНАСС [2], [3].

Сигнал L5 КФД, излучаемый ГСО-спутниками, является информационным и передает дифференциальные поправки и ИЦ ГНСС потребителям навигационных радиосигналов.



## **2 Общие положения**

### **2.1 Определение интерфейсного контрольного документа СДКМ-КФД**

2.1.1 Настоящий ИКД основан на стандартах [4-7] и определяет параметры интерфейса радиосигналов, излучаемых ПКА СДКМ-КФД в диапазоне L5.

### **2.2 Согласование и изменение ИКД**

2.2.1 Разработчиком ИКД является АО «Российские космические системы» – головная организация по созданию СДКМ-КФД.

АО «Российские космические системы» несет ответственность за подготовку, согласование, изменение, сохранение и официальное распространение настоящего ИКД.

ИКД утверждается полномочными представителями Госкорпорации «Роскосмос» и вступает в силу после утверждения генеральным директором Госкорпорации «Роскосмос».

В процессе совершенствования СДКМ-КФД могут изменяться отдельные ее 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 генеральным директором Госкорпорации «Роскосмос».

### 3 Космический сегмент СДКМ-КФД

3.1 Полностью развернутый космический сегмент СДКМ-КФД состоит из трех штатных КА на ГСО (таблица 1).

Таблица 1 – Номинальные параметры КА СДКМ-КФД

КА	Луч-5BM1	Луч-5BM2	Луч-5BM3
Номер кода SBAS L5 (см. 5.2)	140	125	141
Орбитальная позиция	95° в.д.	16° з.д.	167° в.д.
Точность удержания на орбите по долготе, °	±0,1	±0,1	±0,1
Эксцентриситет	от 0 до 0,0006	от 0 до 0,0006	от 0 до 0,0006
Наклонение, °	от 0 до 5	от 0 до 5	от 0 до 5
Радиус ГСО, км	42164	42164	42164

Радиосигнал L5 КФД, принимаемый у поверхности Земли изотропной (коэффициент усиления 0 дБ) антенной с правой круговой поляризацией будет иметь мощность не менее минус 158 дБВт при угле места КА более 5°. Максимальный уровень принимаемого радиосигнала составит не более минус 150,5 дБВт при приеме изотропной антенной с правой круговой поляризацией.

Граница зоны обслуживания ГСО-спутников СДКМ-КФД определялась по уровню сигнала (не менее минус 158,5 дБВт) и углу места (не менее 5°) для самого худшего случая.

Расчетные зоны обслуживания ГСО-спутников СДКМ-КФД представлены на рисунке 2.

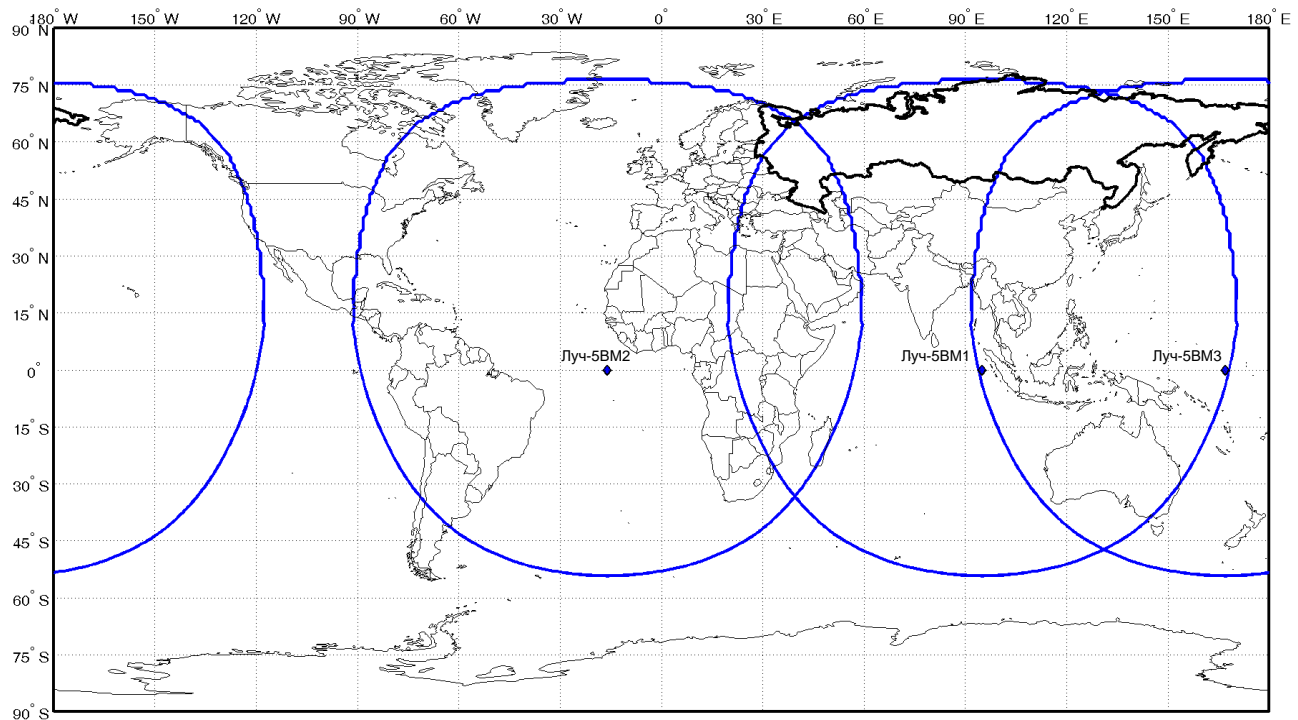


Рисунок 2 – Расчетные зоны обслуживания ГСО-спутников СДКМ-КФД

При номинальной мощности излучения зависимость уровня мощности радиосигналов L5 КФД, принимаемых у поверхности Земли изотропной антенной (с коэффициентом усиления равным единице), от угла возвышения представлена в таблице 2 для приземных потребителей, расположенных вдоль меридиана, над которым расположен ГСО-спутник СДКМ-КФД.

Таблица 2 – Зависимость уровня мощности радиосигналов L5 КФД, принимаемых у поверхности Земли, от угла места ГСО-спутника при нахождении потребителя на одном меридиане со спутником

Потребитель	Угол места, °	Уровень мощности сигнала, дБВт
Приземный потребитель в северных широтах	5	-157,3
	10	-157,0
	20	-156,6
	30	-156,3
	40	-156,1
	50	-155,9
	60	-155,8
	70	-155,8
	80	-155,8
	90	-156,0
Приземный потребитель в южных широтах	80	-156,2
	70	-156,5
	60	-156,8
	50	-157,1
	40	-157,5
	30	-157,9
	20	-158,4
	10	-158,9
	5	-159,2

## 4 Общая характеристика взаимодействия СДКМ-КФД и потребителя

4.1 Требования к задержке срабатывания сигнализации СДКМ-КФД приведены в приложении А. Данные о составных частях полной задержки срабатывания сигнализации как для наземного, так и для космического сегментов показаны на рисунке 3.

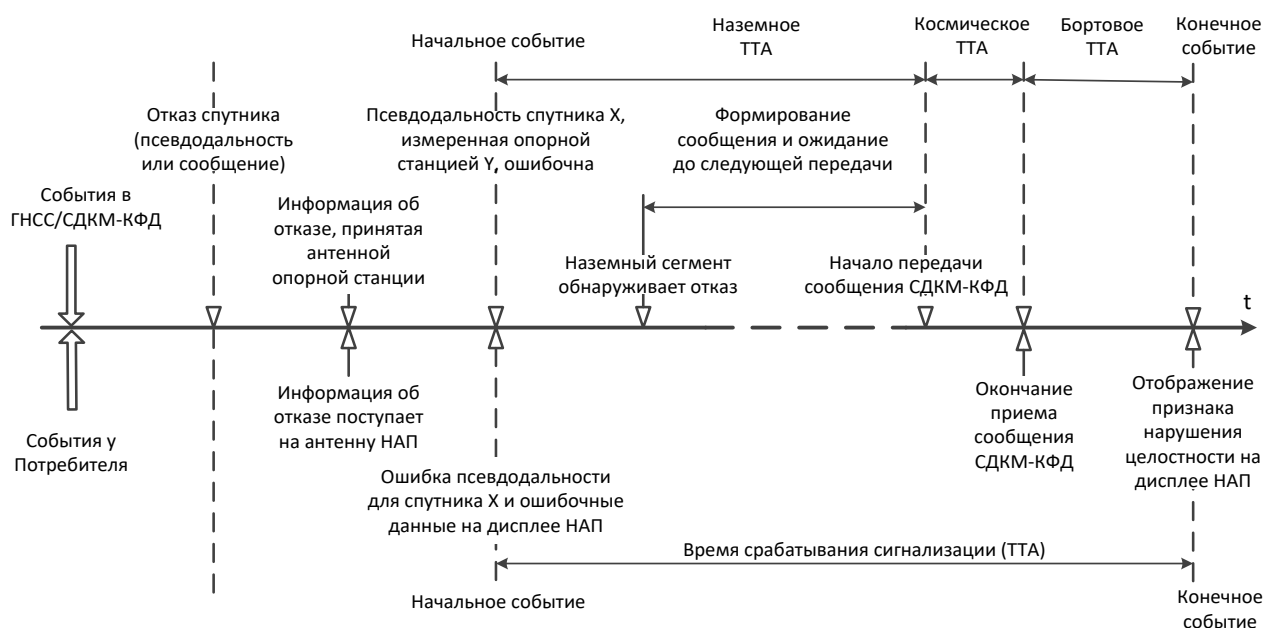


Рисунок 3 – Время срабатывания сигнализации СДКМ-КФД

Согласно рисунку 3, начальное событие в ГНСС/СДКМ-КФД и начальное событие у потребителя, означающие отказ спутника считаются одновременными. Это не совсем так из-за различия характеристик приемников. Существует небольшое отличие из-за обработки в приемнике между временем искажения измеренной псевдодальности и временем отображения ошибочной информации. Из соображений упрощения восприятия на диаграмме это не отражено.

Учитывая, что тропосферная задержка является локальным явлением, все пользователи рассчитывают свои собственные задержки в тропосфере. Рекомендуемая модель для точного определения тропосферной задержки

приводится в приложении Б (на основе [8]), хотя не исключается использование и других моделей по усмотрению и под ответственность пользователя.

Вклад многолучевости в ошибку определения местоположения является существенным и затрагивает как наземные средства СДКМ-КФД, так и аппаратуру пользователя. В наземных средствах СДКМ-КФД борьба с многолучевым приемом основана на максимально возможном уменьшении или подавлении этого эффекта, чтобы минимизировать погрешности в радиосигналах. НАП также должна предусматривать применение средств подавления данного эффекта.

Система GPS использует систему координат WGS-84, системы Galileo и BDS используют собственные системы координат, близкие к WGS-84. Система ГЛОНАСС – «Параметры Земли 1990 года» (ПЗ-90). СДКМ-КФД выдает поправки для систем GPS, Galileo и BDS в системе координат WGS-84 последней версии, а для ГЛОНАСС – в системе координат ПЗ-90 последней версии.

В сообщениях СДКМ-КФД информация для систем ГЛОНАСС, GPS, Galileo и BDS передается в режиме, близком к реальному времени.

## 5 Интерфейс радиосигнала L5 КФД

### 5.1 Радиочастотные характеристики радиосигнала L5 КФД

#### 5.1.1 Несущая частота

Используется шумоподобный радиосигнал на несущей частоте 1176,45 МГц с кодовым разделением между тремя ГСО-спутниками СДКМ-КФД.

#### 5.1.2 Стабильность несущей частоты

Кратковременная нестабильность несущей частоты сигнала L5 КФД на выходе передающей антенны спутника не более  $6,7 \times 10^{-11}$  при осреднении на интервалах времени от 1 до 10 с.

#### 5.1.3 Фазовые шумы несущей

В излучаемом радиосигнале L5 КФД спектральная плотность фазовых шумов немодулированной несущей такова, что в приемнике среднеквадратическое значение погрешности слежения за фазой несущей в цепи слежения с односторонней шумовой полосой 10 Гц составляет 0,1 рад.

#### 5.1.4 Паразитные излучения

В излучаемом радиосигнале L5 КФД паразитные составляющие внеполосного излучения любой частоты не менее чем на 40 дБ ниже уровня мощности немодулированной несущей.

#### 5.1.5 Модуляция

##### 5.1.5.1 Синфазный канал

Радиосигнал L5 КФД является фазоманипулированным радиосигналом BPSK(10) с ПСП длины 10230 чипов и сверточным кодированием скорости 1/2, которому непрерывно подвергается передаваемая информация. Символы с выхода сверточного кодера, следующие с частотой 500 симв/с, подвергаются кодированию манчестерским кодом и суммируются по модулю 2 с символами ПСП. Результирующий поток чипов, имеющий частоту 10,23 Мчип/с, модулирует по фазе несущее колебание.

### 5.1.5.2 Описание сверточного кодера

ЦИ со скоростью 250 бит/с перед закладкой в сигнал L5 КФД непрерывно кодируется сверточным кодом с кодовой скоростью 500 символов в секунду (рисунок 4). В первой половине каждого бита выходной переключатель сверточного кодера занимает положение «1».

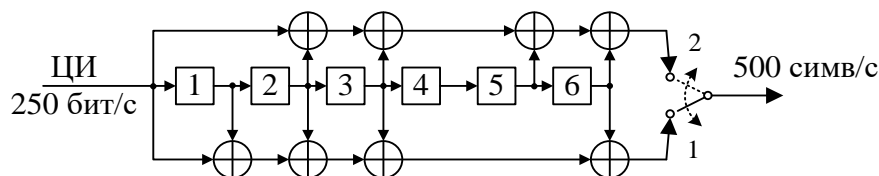


Рисунок 4 – Сверточный кодер

### 5.1.5.3 Манчестерский код

Символы со скоростью 500 бит/с с выхода сверточного кодера подвергаются кодированию манчестерским кодом, как показано на рисунке 5.

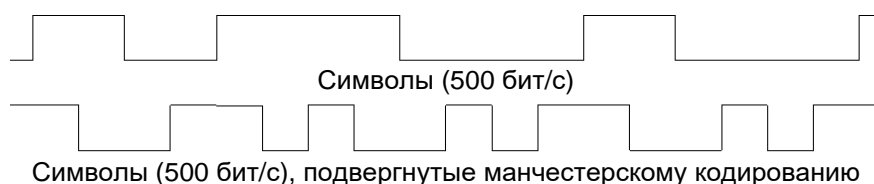


Рисунок 5 – Манчестерский код

### 5.1.6 Спектр радиосигнала

Ширина основного лепестка спектра радиосигнала L5 КФД по уровню 3 дБ находится в пределах от 20 до 24 МГц.

### 5.1.7 Доплеровское смещение

Доплеровское смещение несущей частоты радиосигнала L5 КФД, принимаемого от ГСО-спутника СДКМ-КФД стационарным потребителем, обусловлено движением спутника, которое в худшем случае (в конце жизни спутника) составит не более  $\pm 86$  м/с относительно потребителя, и, соответственно, доплеровский сдвиг не более  $\pm 337$  Гц.



### 5.1.8 Поляризация

Излучаемый ГСО-спутником радиосигнал L5 КФД имеет правую круговую поляризацию. Эллиптичность излучения не более 2 дБ в направлениях, отклоненных от оси передающей антенны в пределах угла  $\pm 9,1^\circ$ .

### 5.1.9 Корреляционные потери

Корреляционные потери определяются как отношение мощностей на выходе идеального коррелятора для двух случаев:

- на коррелятор подаются принятый сигнал L5 КФД и идеальный нефильтрованный псевдослучайный опорный сигнал;
- на коррелятор подается идеальный нефильтрованный псевдослучайный сигнал, нормированный к мощности сигнала L5 КФД в первом случае, и идеальный нефильтрованный псевдослучайный опорный сигнал.

Корреляционные потери радиосигнала L5 КФД, обусловленные неидеальностью модуляции и фильтрации радиосигнала на ГСО-спутнике, не превышают 1 дБ.

### 5.1.10 Уровень мощности радиосигнала, принимаемого потребителем

Радиосигнал L5 КФД, обладающий мощностью излучения  $(43 \pm 3)$  Вт, принимаемый у поверхности Земли линейно поляризованной антенной с коэффициентом усиления 3 дБ, имеет мощность не менее минус 158 дБВт при угле места спутника более  $5^\circ$ . Максимальный уровень принимаемого радиосигнала изотропной антенной с правой круговой поляризацией составляет не более минус 150,5 дБВт.

### 5.1.11 Характеристики сигналов спутников СДКМ-КФД

#### 5.1.11.1 Когерентность частот кода и несущей

Для сигналов L5 КФД скорость ухода кода от несущего колебания не превышает 0,5 м/с.

### 5.1.11.2 Максимальное отклонение фазы кода

Нескорректированная фаза кода передаваемого сигнала L5 КФД расходится со шкалой сетевого времени системы СДКМ-КФД не более чем на  $\pm 2^{-10}$  с.

## 5.2 ПСП радиосигналов L5 КФД

5.2.1 ПСП радиосигналов L5 КФД выбираются из числа кодов SBAS L5, схема формирования которых приведена рисунке 6. На этом рисунке коды SBAS L5 обозначены как  $XI_i(t)$ .

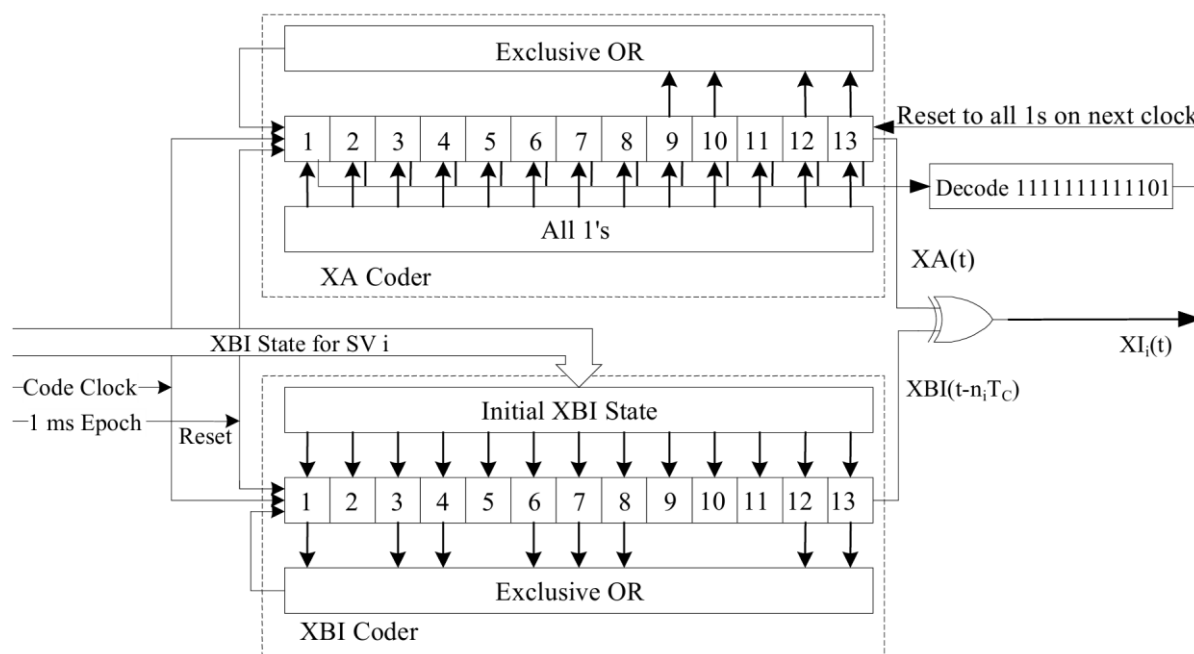


Рисунок 6 – Генератор кодов SBAS L5

Код  $XI_i(t)$  формируется путем суммирования по модулю 2 двух кодов:  $XA(t)$  и  $XBI_i(nI_i, t)$ , где  $nI_i$  – начальное состояние  $XBI_i$  для спутника  $i$ . Исходные данные для формирования  $XI_i(t)$  с номерами  $i$  от 120 до 158 приведены в таблице 3.

Код  $XI_i(t)$  является суммой по модулю 2 двух расширенных М-последовательностей с тактовой частотой 10,23 Мбит/с ( $XA$  и  $XBI_i$ ).  $XA$  это

М-последовательность длины 8191, начальное состояние которой это все единицы, и которая сбрасывается в исходное состояние до формирования последнего чипа на периоде (что приводит к длине кода 8190), а затем продолжает формироваться до истечения 1 мс с начала формирования периода  $XA$ , в результате чего длина  $XA$  составляет 10230 чипов.  $XBI_i$  это М-последовательности длины 8191, начальные состояния которых приведены в таблице 3, которые сбрасываются в начальное состояние при истечении 1 мс с начала формирования периода  $XBI_i$ , в результате чего длина  $XBI_i$  составляет 10230 чипов.

Таблица 3 – Исходные данные для формирования кодов SBAS L5

Номер кода SBAS L5	Начальное состояние $XBI$ <sup>1)</sup>	Задержка кода $XBI$ , чип <sup>2)</sup>
120	1101001100010	2797
121	1100011001100	934
122	1000011000101	3023
123	1111011011011	3632
124	0000001100100	1330
125	1101110000101	4909
126	1100001000010	4867
127	0001101001101	1183
128	1010100101011	3990
129	1111011110100	6217
130	111111101100	1224
131	0000010000111	1733
132	1111110000010	2319
133	0011100111011	3928
134	1101100010101	2380
135	0101011111011	841
136	0001100011011	5049
137	0001101110111	7027
138	1110011110000	1197
139	0111100011111	7208
140	0011101110000	8000
141	1111001001000	152
142	0001101110010	6762
143	0101100111100	3745
144	0010010111101	4723
145	1101110110011	5502
146	0011110011111	4796
147	1001010101111	123
148	0111111101111	8142
149	0000100100001	5091
150	1110001101011	7875
151	1111010010001	330
152	1011010111101	5272
153	0001101110000	4912
154	0000010111100	374
155	0100101111100	2045
156	1110110111010	6616
157	1101110101011	6321
158	1101000110001	7605

<sup>1)</sup> В двоичной записи начального состояния  $XBI$  младший бит является первым выходным битом. Поскольку начальное состояние кода  $XA$  это все единицы, то начальные состояния кодов  $XI$  являются инверсиями начальных состояний кодов  $XBI$ .

<sup>2)</sup> Задержка кода  $XBI$  – количество тактовых импульсов  $XBI$ , истекших после начального состояния  $XA$  (все единицы).

Многочлены для кодов  $XA$  и  $XBI_i$ , соответственно, следующие:

$$g_{XA}(x) = 1 + x^9 + x^{10} + x^{12} + x^{13},$$

$$g_{XBI}(x) = 1 + x + x^3 + x^4 + x^6 + x^7 + x^8 + x^{12} + x^{13}.$$

Соответствие между отводами регистра сдвига и показателями степени соответствующего многочлена приведено на рисунке 7 (код  $XA$ ) и рисунке 8 (коды  $XBI$ ). В случае кодов  $XBI$ , регистр сдвига может быть либо инициализирован единицами с последующей задержкой согласно таблице 3, либо может быть инициализирован начальными состояниями согласно таблице 3.

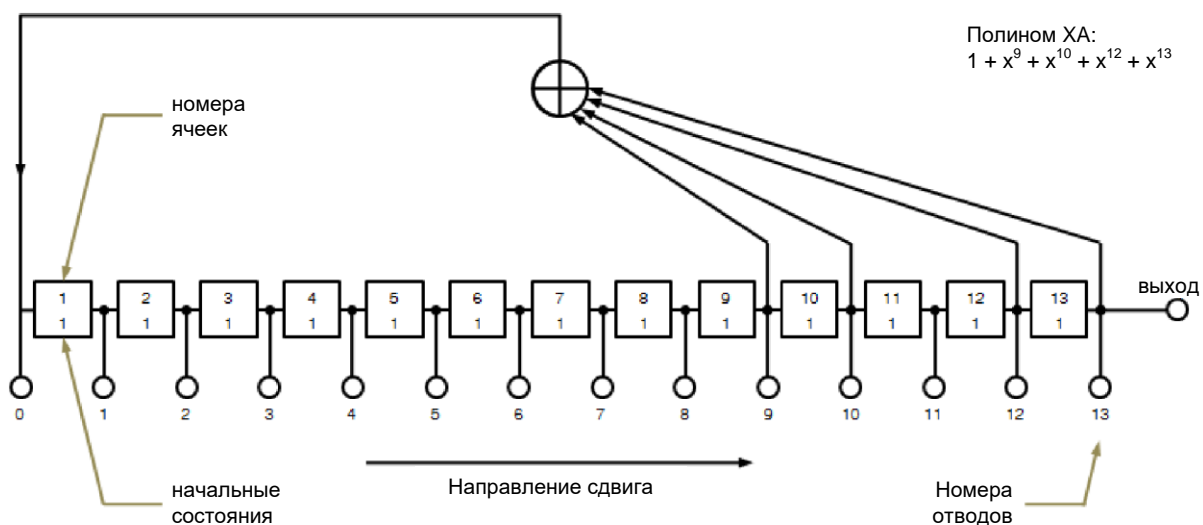


Рисунок 7 – Конфигурация регистра сдвига  $XA$

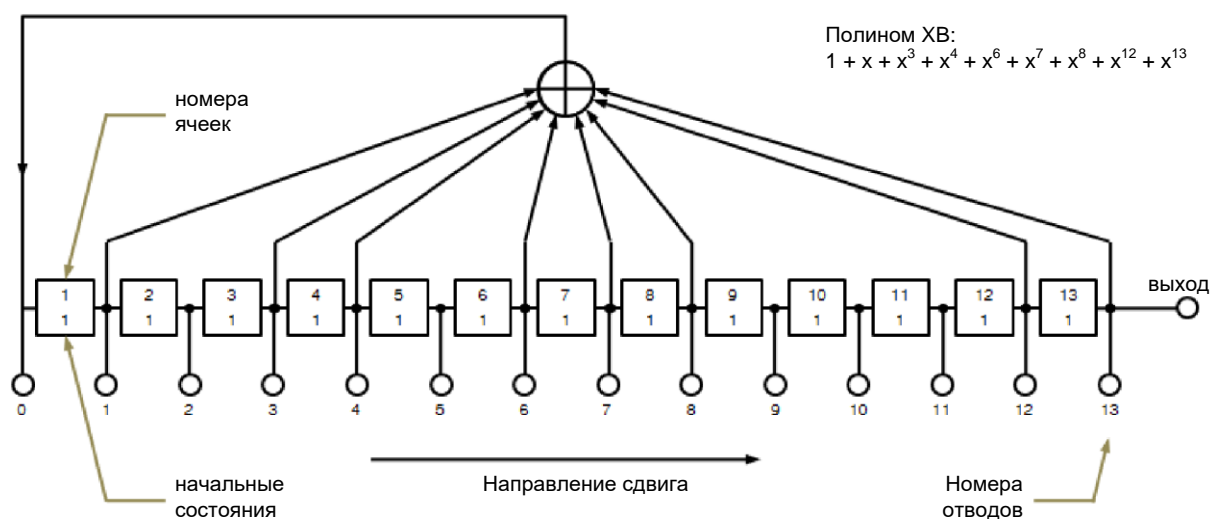


Рисунок 8 – Конфигурация регистра сдвига *XBI*

## 6 Структура ЦИ радиосигнала L5 КФД

6.1 Далее применяются следующие понятия, используемые для описания структуры ЦИ радиосигнала L5 КФД:

- бит – двоичный символ ЦИ;
- блок ЦИ – 250-битовая последовательность битов, в виде которых структурируется ЦИ;
- поле – совокупность битов блока ЦИ, содержащая значение определенного параметра либо заполненная нулями;
- резервные поля – поля, смысловое содержание и значение которых не описано в настоящем ИКД, они обозначаются словом «Резерв». Потребитель должен игнорировать содержимое резервных полей.

Информация L5 КФД передается в виде последовательности 1-секундных блоков ЦИ по 250 бит (рисунок 9). Блок ЦИ содержит следующие поля: «Преамбула» (4 бит), «Тип» (6 бит), «ЦИ» (216 бит), «ЦК» (24 бита).

Все поля передаются старшими разрядами вперед. Передача блока ЦИ начинается с поля «Преамбула».

В полях, числовые значения которых могут принимать положительные и отрицательные значения, старший разряд является знаковым, символ «0» соответствует знаку «плюс», а символ «1» – знаку «минус».

Поле «Преамбула» передается в начале каждого блока ЦИ и состоит из четырех битов. В шести последовательных блоках ЦИ поочередно используются шесть преамбул: 0101, 1100, 0110, 1001, 0011, 1010.

Поле «Тип» – идентификатор типа сообщения, содержит 6 битов и определяет 64 типа сообщения (0–63), согласно таблице 4.

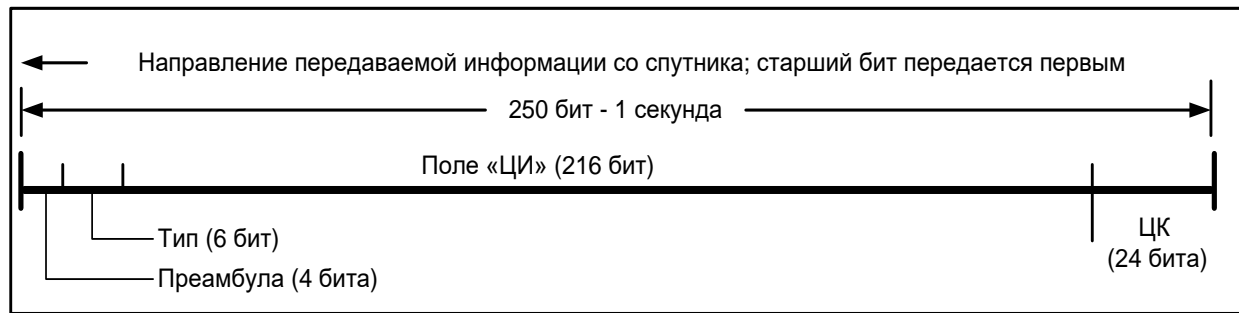


Рисунок 9 – Структура блока ЦИ

Таблица 4 – Типы передаваемых сообщений

Тип	Содержание
0	Тестовое сообщение L5 (см. 7.1)
1–30	Резерв
31	Маска спутников (см. 7.2)
32	Поправки к ЭВИ спутников и ковариационная матрица (см. 7.4)
33	Резерв
34, 35, 36	Информация целостности (DFREI и DFRECI) (см. 7.3)
37	Параметры деградации и масштабная таблица DFREI (см. 7.6)
38	Резерв
39	Эфемериды спутников СДКМ-КФД и ковариационная матрица-1 (см. 7.5)
40	Эфемериды спутников СДКМ-КФД и ковариационная матрица-2 (см. 7.5)
41	Резерв
42	Параметры смещения сетевого времени СДКМ-КФД (см. 7.8)
43-46	Резерв
47	Альманах спутников СДКМ-КФД (см. 7.7)
48-61	Резерв
62	Внутреннее тестовое сообщение L5 (см. 7.9)
63	Пустое сообщение L5 (см. 7.10)



Поле «ЦИ» состоит из 216 битов и содержит сообщение СДКМ-КФД. Эти сообщения передаются с различной частотой, в зависимости от интервала действия информации либо от срочности сообщений. В частности, если обнаруживается недостоверность сообщений какого-либо ГСО-спутника СДКМ-КФД, то немедленно передается сообщение типа 0 с этого спутника. Содержимое поля «ЦИ» определяется типом передаваемого сообщения. Типы сообщений описаны в разделе 7. В приложении Г приведены сведения об интервалах обновления информации и об интервалах действия, в течение которого можно использовать ту или иную информацию.

Поле «ЦК» – проверочные биты циклического кода, который при приеме позволяет обнаруживать наличие ошибок в блоке ЦИ, без исправления. Поле «ЦК» занимает последние 24 бита в каждом блоке ЦИ.

Поле «ЦК» в каждом блоке ЦИ формируется как остаток  $R(x)$  от деления по модулю 2 двух двоичных полиномов:

$$\left\{ \frac{\left[ x^k M(x) \right]}{G(x)} \right\}_{\text{mod } 2} = Q(x) + R(x), \quad (1)$$

где  $k$  – количество битов поля «ЦК», равное 24;

$M(x)$  – информационная последовательность двоичных символов  $m_i$ , образованная из полей «Преамбула» (4 бита), «Тип» (6 бит) и «ЦИ» (216 бит) и представленная в виде полинома:

$$M(x) = \sum_{i=1}^{226} m_i x^{226-i} = m_1 x^{225} + m_2 x^{224} + \dots + m_{226} x^0; \quad (2)$$

$m_1$  – соответствует первому передаваемому биту поля «Преамбула»;

$m_{226}$  – соответствует 216-му биту поля «ЦИ»;

$G(x)$  – порождающий полином циклического кода;

$$G(x) = x^{24} + x^{23} + x^{18} + x^{17} + x^{14} + x^{11} + x^{10} + x^7 + x^6 + x^5 + x^4 + x^3 + x + 1; \quad (3)$$

$Q(x)$  – частное от деления;

$R(x)$  – остаток от деления составляет двоичные символы  $r_i$  поля «ЦК»:

$$R(x) = \sum_{i=1}^k r_i x^{k-i} = r_1 x^{23} + r_2 x^{22} + \dots + r_{24} x^0, \quad k = 24; \quad (4)$$

$r_1$  – соответствует первому передаваемому разряду поля «ЦК»;

$r_{24}$  – соответствует последнему передаваемому разряду поля «ЦК».

## **7 Содержание ЦИ радиосигнала L5 КФД**

### **7.1 Сообщение типа 0. Тестовое сообщение L5**

7.1.1 Этот тип сообщения передается только при тестировании системы СДКМ-КФД либо при обнаружении недостоверности сообщений какого-либо ГСО-спутника СДКМ-КФД. Сообщение типа 0 передается не реже, чем 1 раз в минуту. Не допускается использование тестовой информации СДКМ-КФД в операциях, связанных с безопасным навигационным обслуживанием. И для таких навигационных режимов, связанных с безопасностью жизнедеятельности, потребитель, получающий сообщение типа 0, должен прекратить прием всех типов сообщений 31, 34, 35, 36, 32, 39, 40, 37 и 42 из сигнала этого ГСО-спутника СДКМ-КФД во избежание возможного ухудшения характеристик точности и целостности. В навигационных приложениях, не являющихся критически важными для безопасной жизнедеятельности, допускается применение тестовых навигационных данных.

Другие типы сообщений могут использоваться, в частности, тип сообщения 47 (см. 7.7), для улучшения производительности. Однако бит индикатора передачи в сообщении типа 47 и идентификатор провайдера SBAS должны рассматриваться как недостоверные.

### **7.2 Сообщение типа 31. Маска спутников**

#### **7.2.1 Описание сообщения типа 31**

Сообщение типа 31 содержит маску спутников (поле Satellite Mask) – набор из 214 слотов (слотов), такой, что каждый из этих слотов представляет определенный спутник согласно таблице 5, и значение этого бита показывает, передается ли информация SBAS для этого спутника.

Таблица 5 – Присвоения номеров слотов спутников

Номер слота спутника	Назначение
1-32	GPS
33-37	Зарезервировано (GPS)
38-69	ГЛОНАСС (номер спутника ГЛОНАСС плюс 37)
70-74	Зарезервировано (ГЛОНАСС)
75-110	Galileo (номер спутника Galileo плюс 74)
111	Зарезервировано (Galileo)
112-119	Резерв
120-158	SBAS-системы, в том числе СДКМ-КФД
159-195	BDS (номер спутника BDS плюс 158)
196-214	Резерв
<p>Примечания</p> <p>1 СДКМ-КФД может дополнять различные наборы спутников для предоставления услуг SBAS L5 и для предоставления услуг DFMC SBAS.</p> <p>2 «Зарезервировано» означает, что номер слота еще не был присвоен, но его планируется присвоить определенной системе.</p>	

В настоящем ИКД используются следующие понятия [4]:

- номер слота спутника (satellite slot number) – целое число в диапазоне от 1 до 214, обозначающее определенный слот в маске спутников, присвоенный определенному спутнику, для которого может передаваться информация SBAS;
- значение слота спутника (satellite slot value) – бит в маске спутников, показывающий, передается ли информация SBAS для соответствующего спутника. Этот бит равен «1», если информация передается, и равен «0» в противном случае;
- индекс дополняемого слота (augmented slot index) – целое число в диапазоне от 1 до 92, представляющее собой порядковый номер единичного значения слота спутника.

Структура сообщения 31 приведена на рисунке 10. Содержимое сообщения типа 31 приведено в таблице 6.



Рисунок 10 – Структура сообщения 31. Маска спутников

Длина маски спутников составляет 214, но допускает передачу сообщений не более чем для 92 спутников из состава, указанного в таблице 5, из-за ограничений по допустимому времени обновления информации СДКМ-КФД. После маски спутников следует поле IODM – идентификатор маски спутников. IODM передается в сообщениях типа 31, 34, 35 и 36, чтобы связать ИЦ в сообщениях типа 34, 35 и 36 с индексами дополняемого слота в сообщении типа 31. Значение IODM увеличивается на единицу по модулю 4 при каждом обновлении маски спутников.

Таблица 6 – Содержимое сообщения типа 31. Маска спутников

Поле	Название	Длина	Положение		Цена младшего разряда	Диапазон		Единица измерения	Описание
			Начало	Конец		от	до		
Общий заголовок	Преамбула	4	0	3	–	–	–	–	Преамбула (см. раздел 6)
	Тип	6	4	9	1	0	63	–	Идентификатор типа сообщения (см. раздел 6)
Маска GPS	От номера слота спутника 1	1	10	10	1	0	1	–	От бита для 1-го спутника GPS
	до номера слота спутника 32	1	41	41	1	0	1	–	до бита для 32-го спутника GPS
	От номера слота спутника 33	1	42	42	1	0	1	–	От 1-го зарезервированного бита GPS
	до номера слота спутника 37	1	46	46	1	0	1	–	до 5-го зарезервированного бита GPS
Маска ГЛОНАСС	От номера слота спутника 38	1	47	47	1	0	1	–	От бита для 1-го спутника ГЛОНАСС
	до номера слота спутника 69	1	78	78	1	0	1	–	до бита для 32-го спутника ГЛОНАСС
	От номера слота спутника 70	1	79	79	1	0	1	–	От 1-го зарезервированного бита ГЛОНАСС
	до номера слота спутника 74	1	83	83	1	0	1	–	до 5-го зарезервированного бита ГЛОНАСС
Маска Galileo	От номера слота спутника 75	1	84	84	1	0	1	–	От бита для 1-го спутника Galileo
	до номера слота спутника 110	1	119	119	1	0	1	–	до бита для 36-го спутника Galileo
	Номер слота спутника 111	1	120	120	1	0	1	–	Зарезервированный бит Galileo
Резерв	От номера слота спутника 112	1	121	121	1	0	1	–	Резерв, бит 1
	до номера слота спутника 119	1	128	128	1	0	1	–	Резерв, бит 9
Маска SBAS	От номера слота спутника 120	1	129	129	1	0	1	–	От бита для 1-го спутника SBAS
	до номера слота спутника 158	1	167	167	1	0	1	–	до бита для 39-го спутника SBAS
Маска BDS	От номера слота спутника 159	1	168	168	1	0	1	–	От бита для 1-го спутника BDS
	до номера слота спутника 195	1	204	204	1	0	1	–	до бита для 37-го спутника BDS
Зарезервированно для будущих ГНСС	От номера слота спутника 196	1	205	205	1	0	1	–	От 1-го зарезервированного бита
	до номера слота спутника 214	1	223	223	1	0	1	–	до 19-го зарезервированного бита
IOD	IODM	2	224	225	1	0	3	–	Идентификатор маски спутников
Общее окончание	ЦК	24	226	249	–	–	–	–	Контроль информационной последовательности (см. раздел 6)

## 7.2.2 Описание и использование параметров сообщения типа 31

В каждой ГНСС может быть дополнено не более 37 спутников. Каждый спутник ГНСС должен иметь номер от 1 до 37, который можно получить из радиосигналов, излучаемых этим спутником. Для спутников, номера которых выходят за пределы диапазона от 1 до 37, информация СДКМ-КФД не передается.

Номера слота спутника присваиваются в порядке номеров спутника для заданной ГНСС. Например, номер спутника ГЛОНАСС  $n$  соответствует номеру слота спутника  $(n + 37)$  в сообщении типа 31.

Принцип формирования списка спутников, для которых передается информация СДКМ-КФД, и определения порядка следования информации, с использованием поля Satellite Mask, схематично показан на рисунке 11. Не учитываемые номера спутников обозначены словом «empty».

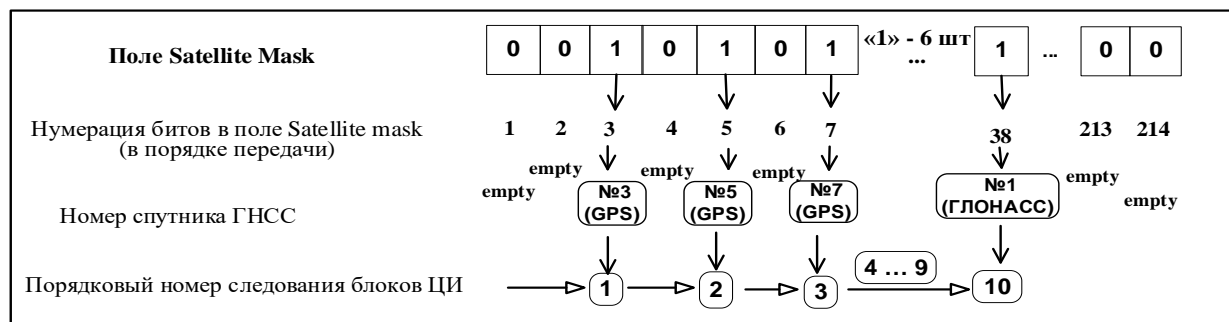


Рисунок 11 – Принцип формирования списка спутников, для которых передается информация SBAS

## 7.2.3 Смена маски спутников сообщения типа 31

Если значение IODM в сообщении типа 31 не равно значению IODM в сообщениях типа 34, 35 или 36, то потребитель не должен использовать эти сообщения 34, 35 или 36 до тех пор, пока не получит маску спутников из сообщения типа 31 с соответствующим значением IODM.

После получения сообщения типа 31 с новым значением IODM, НАП должна:

- продолжать использовать старую маску спутников (в течение интервала действия, согласно таблице Г.1), пока не будут получены другие сообщения с новым значением IODM;
- хранить новую маску спутников, чтобы не было перерывов в обслуживании, когда новая маска начнет использоваться.

Когда новая маска спутников начнет использоваться, НАП может использовать некоторые данные, связанные со старой маской спутников, и некоторые данные, связанные с новой маской спутников. Однако нельзя использовать сообщения с новым значением IODM, пока не будет получена новая маска спутников.

СДКМ-КФД обеспечивает, чтобы в любой момент времени было не более двух действующих масок спутников, каждая с различным значением IODM. Маска спутника является действующей, если существует соответствующее переданное сообщение типа 31, срок действия которого еще не истек.

### **7.3 Сообщения типа 34, 35 и 36. Информация целостности**

#### **7.3.1 Сообщение типа 34**

Это сообщение служит для передачи ИЦ в виде параметров DFRECI для всех индексов дополняемого слота и параметров DFREI для первых семи индексов дополняемого слота. Содержимое сообщения типа 34 приведено в таблице 7.

Индикатор изменения ошибки двухчастотного измерения дальности (DFRECI) – это 2-битовый индикатор, обозначающий состояние целостности спутника, заданного его индексом дополняемого слота. Индикатор ошибки двухчастотного измерения дальности (DFREI) – это 4-битовый индикатор ошибки двухчастотного измерения дальности (DFRE).



Таблица 7 – Содержимое сообщения типа 34. Информация целостности

Поле	Название	Длина	Положение		Цена младшего разряда	Диапазон		Единица измерения	Описание
			Начало	Конец		от	до		
Общий заголовок	Преамбула	4	0	3	–	–	–	–	Преамбула (см. раздел 6)
	Тип	6	4	9	1	0	63	–	Идентификатор типа сообщения (см. раздел 6)
DFRECI	От DFRECI 1	2	10	11	1	0	3	–	Индикатор изменения DFRE для индекса дополняемого слота 1
	До DFRECI 92	2	192	193	1	0	3	–	Индикатор изменения DFRE для индекса дополняемого слота 92
DFREI	От DFREI 1	4	194	197	1	0	15	–	Индикатор DFRE для индекса дополняемого слота 1
	До DFREI 7	4	218	221	1	0	15	–	Индикатор DFRE для индекса дополняемого слота 7
Зарезервировано	Зарезервировано	2	222	223	–	–	–	–	–
IOD	IODM	2	224	225	1	0	3	–	Идентификатор маски спутников
Общее окончание	ЦК	24	226	249	–	–	–	–	Контроль информационной последовательности (см. раздел 6)

Значения DFRECI передаются для каждого индекса дополняемого слота, т.е. для каждого спутника, значение слота которого равно единице (см. 7.2). Каждый параметр DFRECI может принимать следующие значения:

- 0 (00<sub>2</sub>) означает, что значение DFREI не изменилось и находится в пределах от 0 до 14;
- 1 (01<sub>2</sub>) означает, что значение DFREI изменилось, и новое значение DFREI находится в пределах от 0 до 14 и передается в сообщении;
- 2 (10<sub>2</sub>) означает, что значение DFREI увеличилось на единицу (если текущее значение DFREI равно 15, то после увеличения на единицу также остается 15);

- 3 ( $11_2$ ) означает, что спутник отмечен признаком «не использовать в режиме SBAS».

Значение DFRECI «0» или «2» для заданного спутника всегда относится к последнему действующему значению DFREI для этого спутника (действующим значением называется значение, срок действия которого еще не истек). Если передается DFRECI = 2, то это означает, что текущее значение DFREI на единицу больше того значения, которое передается в сообщении.

Значение DFRECI, переданное в сообщении типа 34 для заданного спутника, заменяет все значения DFRECI, ранее переданные для этого спутника, и перезапускает отсчет времени действия соответствующего значения DFREI. Значения DFREI передаются для тех спутников, для которых значения DFRECI равны единице, в том же порядке, в котором они расположены в поле DFRECI.

Параметр DFREI принимает значения от 0 до 15, где значение 15 означает «Не использовать в режиме SBAS». Другие значения от 0 до 14 описываются таблицей DFREI, то есть таблицей, ставящей в соответствие индикатору DFREI (DFREI) значение среднеквадратического отклонения  $\sigma_{DFRE}$ , выраженного в метрах. Таблица DFREI передается в сообщении типа 37 (см. 7.6). Значения передаваемых значений среднеквадратического отклонения (в допустимых пределах) определяются системой СДКМ-КФД.

Для каждого спутника значение DFREI, передаваемое в сообщении типа 34, замещает все ранее переданные значения DFREI для этого спутника (в сообщениях типа 34, 35, 36, 32 или 40) и перезапускает отсчет времени действия значения DFREI.

Сообщение типа 34 содержит 2-битовое поле IODM, связанное с маской спутников (см. 7.2).

### 7.3.2 Сообщение типа 35

Это сообщение служит для передачи ИЦ в виде параметров DFREI для индексов дополняемого слота от 1 до 53. Содержимое этого сообщения приведено в таблице 8.

Таблица 8 – Содержимое сообщения типа 35. Информация целостности

Поле	Название	Длина	Положение		Цена младшего разряда	Диапазон		Единица измерения	Описание
			Начало	Конец		от	до		
Общий заголовок	Преамбула	4	0	3	–	–	–	–	Преамбула (см. раздел 6)
	Тип	6	4	9	1	0	63	–	Идентификатор типа сообщения (см. раздел 6)
DFREI	От DFREI 1	4	10	13	1	0	15	–	Индикатор DFRE для индекса дополняемого слота 1
	До DFREI 53	4	218	221	1	0	15	–	Индикатор DFRE для индекса дополняемого слота 53
Зарезервировано	Зарезервировано	2	222	223	–	–	–	–	Зарезервировано
IOD	IODM	2	224	225	1	0	3	–	Идентификатор маски спутников
Общее окончание	ЦК	24	226	249	–	–	–	–	Контроль информационной последовательности (см. раздел 6)

Параметры DFREI и поле IODM описаны в 7.3.1.

### 7.3.3 Сообщение типа 36

Это сообщение служит для передачи ИЦ в виде параметров DFREI для индексов дополняемого слота от 54 до 92. Содержимое этого сообщения приведено в таблице 9.

Таблица 9 – Содержимое сообщения типа 36. Информация целостности

Поле	Название	Длина	Положение		Цена младшего разряда	Диапазон		Единица измерения	Описание
			Начало	Конец		от	до		
Общий заголовок	Преамбула	4	0	3	–	–	–	–	Преамбула (см. раздел 6)
	Тип	6	4	9	1	0	63	–	Идентификатор типа сообщения (см. раздел 6)
DFREI	От DFREI 54	4	10	13	1	0	15	–	Индикатор DFRE для индекса дополняемого слота 54
	До DFREI 92	4	162	165	1	0	15	–	Индикатор DFRE для индекса дополняемого слота 92
Резерв	Резервные биты	56	166	221	–	–	–	–	Резервные биты
Зарезервировано	Зарезервировано	2	222	223	–	–	–	–	Зарезервировано
IOD	IODM	2	224	225	1	0	3	–	Идентификатор маски спутников
Общее окончание	ЦК	24	226	249	–	–	–	–	Контроль информационной последовательности (см. раздел 6)

Параметры DFREI и поле IODM описаны в 7.3.1.

#### 7.4 Сообщение типа 32. Поправки к ЭВИ спутников и ковариационная матрица

7.4.1 Сообщение типа 32 содержит поправки для одного спутника. При описании структуры сообщения 32 (таблица 10) использованы следующие обозначения:

- $\delta x$ ,  $\delta y$ ,  $\delta z$  – поправки к местоположению спутника по осям  $x$ ,  $y$ ,  $z$  в системе координат ПЗ-90 для спутников ГЛОНАСС и в WGS-84 для спутников GPS, Galileo и BDS;

- $\delta B$  – поправка к смещению часов спутника, выраженная в метрах;

- $\delta\dot{x}$ ,  $\delta\dot{y}$ ,  $\delta\dot{z}$  – поправки к скорости спутника по осям  $x$ ,  $y$ ,  $z$  в системе координат ПЗ-90 для спутников ГЛОНАСС и в WGS-84 для спутников GPS, Galileo и BDS;
- $\delta\dot{B}$  – поправка к дрейфу часов спутника (скорость изменения поправки  $\delta B$ ), выраженная в метрах в секунду;
- $t_D$  – момент применимости поправок  $\delta x$ ,  $\delta y$ ,  $\delta z$ ,  $\delta B$ ,  $\delta\dot{x}$ ,  $\delta\dot{y}$ ,  $\delta\dot{z}$ ,  $\delta\dot{B}$ , выраженный в секундах от начала текущих суток.

Сообщение типа 32 служит для передачи оценок ошибок медленно меняющихся эфемерид спутников и ошибок часов. Поправки и ковариационная матрица, представленные в сообщении типа 32, оцениваются относительно ЭВИ, передаваемой ГНСС.

ГСО-спутник СДКМ-КФД передает сообщение типа 32 только для тех спутников, значения слотов которых равны 1 в маске спутника и которые мониторятся системой СДКМ-КФД (т.е. для которых  $0 \leq \text{DFREI} \leq 14$ ). ГСО-спутник СДКМ-КФД не передает сообщение типа 32 для самого себя потому, что эта информация содержится в сообщении типа 39/40 (см. 7.5).

Таблица 10 – Содержимое сообщения типа 32. Поправки к ЭВИ спутников и ковариационная матрица

Поле	Название	Длина	Положение		Цена младшего разряда	Диапазон		Единица измерения	Описание
			Начало	Конец		от	до		
Общий заголовок	Преамбула	4	0	3	–	–	–	–	См. раздел 6
	Тип	6	4	9	1	0	63	–	См. раздел 6
Заголовок сообщения	Номер слота спутника	9	10	18	1	0	214	–	Номер слота спутника (фактический диапазон от 1 до 214)
	IODN	10	19	28	1	0	1023	–	Идентификатор навигационного сигнала
Параметры орбиты	$\delta x$	11	29	39	0,0625	-64	63,9375	м	Кодируются дополнительным кодом
	$\delta y$	11	40	50	0,0625	-64	63,9375	м	
	$\delta z$	11	51	61	0,0625	-64	63,9375	м	
	$\delta B$	12	62	73	0,03125	-64	63,96875	м	
	$\delta \dot{x}$	8	74	81	$2^{-11}$	-0,0625	0,06201172	м/с	
	$\delta \dot{y}$	8	82	89	$2^{-11}$	-0,0625	0,06201172	м/с	
	$\delta \dot{z}$	8	90	97	$2^{-11}$	-0,0625	0,06201172	м/с	
	$\delta \dot{B}$	9	98	106	$2^{-12}$	-0,0625	0,06225586	м/с	
	$t_D$	13	107	119	16	0	86384	с	Момент применимости поправок (фактический диапазон от 0 до 86384 с)
Параметры ковариации	Scale exponent	3	120	122	1	0	7	–	Масштабный множитель ковариационной матрицы
	$E_{1,1}$	9	123	131	1	0	511	–	–
	$E_{2,2}$	9	132	140	1	0	511	–	–
	$E_{3,3}$	9	141	149	1	0	511	–	–
	$E_{4,4}$	9	150	158	1	0	511	–	–
	$E_{1,2}$	10	159	168	1	-512	511	–	Кодируются дополнительным кодом
	$E_{1,3}$	10	169	178	1	-512	511	–	
	$E_{1,4}$	10	179	180	1	-512	511	–	
	$E_{2,3}$	10	189	198	1	-512	511	–	
	$E_{2,4}$	10	199	208	1	-512	511	–	
	$E_{3,4}$	10	209	218	1	-512	511	–	

Продолжение таблицы 10

Поле	Название	Длина	Положение		Цена младшего разряда	Диапазон		Единица измерения	Описание
			Начало	Конец		от	до		
Параметры целостности	DFREI	4	219	222	1	0	15	–	Индикатор ошибки двухчастотного измерения дальности
$\delta R_{CORR}$	Множитель $R_{CORR}$	3	223	225	1/8	1/8	1	–	Множитель $R_{CORR}$
Общее окончание	ЦК	24	226	249	–	–	–	–	Контроль информационной последовательности (см. раздел б)
Примечание – Номера слота спутника (от 1 до 214) определяются в соответствии с таблицей 5.									

Корректирующая информация и ковариационная матрица сообщения типа 32 привязаны к шкале сетевого времени СДКМ-КФД. Межсистемные смещения времени и межсистемное различие измерений определяется потребителем путем добавления неизвестных, согласно приложению Д.

Для обеспечения соответствия параметров сообщений типа 32 или 39/40 и параметров целостности (передаваемых в сообщениях типа 34, 35 или 36), двухчастотный многосистемный приемник должен принимать сообщения типа 32 или 39/40 только в течение текущего интервала действия. В частности, для режима точного захода на посадку (РА) выполняются соотношения:

$$\begin{aligned} t - T_{MT32 \text{ reception}} &\leq (I_{VALID})_{MT32}, \\ t - T_{MT39/40 \text{ reception}} &\leq (I_{VALID})_{MT39/40}, \end{aligned} \quad (5)$$

где  $t$  – текущее время;

$T_{MT32 \text{ reception}}$  – время приема последнего символа сообщения типа 32;

$T_{MT39/40\ reception}$  — время приема последнего символа последнего сообщения типа 39 или 40, относящегося к действующим эфемеридам;

$(I_{VALID})_{MT32}$ ,  $(I_{VALID})_{MT39/40}$  — определены в описании сообщения типа 37 (см. 7.6).

Каждое сообщение типа 32 содержит 10-битовый идентификатор навигационного сигнала IODN, совпадающий с идентификаторами информации IOD, которые передаются ГНСС (в ГЛОНАСС в качестве IOD используется поле  $t_b$ ). Если идентификаторы IOD, передаваемые ГНСС, не совпадают с IODN, передаваемым в сообщении типа 32, то это означает, что передаваемые идентификаторы IOD изменились. В таком случае потребитель должен продолжать использовать ранее переданные данные с совпадающими идентификаторами до тех пор, пока не будет передано новое сообщение типа 32 с соответствующим IODN. Эти новые сообщения типа 32 будут передаваться в течение временных ограничений для первого определения местоположения.

Когда спутники ГНСС начинают передавать новую ЭВИ, СДКМ-КФД продолжает передавать поправки и ковариационную матрицу, относящиеся к старой ЭВИ, в течение времени, позволяющего всем потребителям СДКМ-КФД получить новые данные ГНСС.

Момент применимости поправок  $t_D$  передается как время от начала текущих суток. Потребителю необходимо учитывать округленность параметра  $t_D$  для вычисления оценки смещения часов, полагая, что параметр  $t_D$  в сообщении типа 32 имеет значение в пределах от минус 43200 до плюс 43199 с относительно момента окончания передачи сообщения типа 32, чтобы учесть смены суток.

Поправка к смещению часов  $\delta B$  и поправка к дрейфу часов  $\delta \dot{B}$  (скорость изменения  $\delta B$ ) используются для вычисления оценки смещения показаний часов  $\delta \Delta t_{sv}$  на момент времени  $t$  по формуле

$$\delta \Delta t_{sv} = \frac{\delta B + \delta \dot{B} \times \Delta t_D}{c}, \quad (6)$$



где  $\Delta t_D = t - t_D$ ;

$t$  – сетевое время СДКМ-КФД в момент излучения, с;

$t_D$  – момент применимости поправок, с;

$c$  – скорость света в вакууме, равная 299 792 458 м/с.

Примечание – Для вычисления  $\Delta t_D$  необходимо отсчитывать  $t$  и  $t_D$  от одного и того же момента времени. Передаваемый параметр  $t_D$  будучи моментом суток, требует преобразований для учета смены суток или недель.

Оценка смещения показаний часов  $\delta \Delta t_{SV}$  применяется в уравнении

$$PR_{i,corrected}(t) = PR_{i,ionofree}(t) + c \cdot (\Delta t_{SV,i}(t) + \delta \Delta t_{SV,i}(t) - T_{GD,i}) + TC_i, \quad (7)$$

где  $PR_{i,ionofree}(t)$  – ионосферсвободная двухчастотная комбинация измерений псевдодальности до  $i$ -го спутника (см. приложение В);

$\Delta t_{SV,i}(t)$  – смещение часов  $i$ -го спутника, передаваемое соответствующей дополняемой ГНСС (см. приложение В), с;

$\delta \Delta t_{SV,i}(t)$  – оценка смещения показаний часов  $i$ -го спутника, вычисляемая по формуле (6), с;

$T_{GD,i}$  – унаследованный (устаревший, но находящийся в эксплуатации) параметр, используемый только для спутников GPS, групповая задержка, передаваемая в информации L1 LNAV для  $i$ -го спутника, с;

$TC_i$  – тропосферная поправка для  $i$ -го спутника, м.

Вектор  $[\delta x(t) \ \delta y(t) \ \delta z(t)]^T$  поправок местоположения спутника в системе координат WGS-84 вычисляется по формуле

$$\begin{bmatrix} \delta x(t) \\ \delta y(t) \\ \delta z(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta \dot{x} \\ \delta \dot{y} \\ \delta \dot{z} \end{bmatrix} \times \Delta t_D, \quad (8)$$

где  $\delta x$ ,  $\delta y$ ,  $\delta z$ ,  $\delta \dot{x}$ ,  $\delta \dot{y}$ ,  $\delta \dot{z}$ ,  $\Delta t_D$  – параметры орбиты, передаваемые в сообщении типа 32 (см. таблицу 10).

Полученный вектор поправок будет добавлен к вектору координат спутника  $[x(t) \ y(t) \ z(t)]$ . Для GPS поправки в сообщении типа 32 относятся к информации L1 LNAV, и IODN будет совпадать с передаваемым IODC. Для Galileo поправки в сообщении типа 32 относятся к информации E5a F/NAV, и IODN будет совпадать с передаваемым IOD<sub>NAV</sub>. Для BDS поправки в сообщении 32 относятся к информации B1C, и IODN будет совпадать с передаваемым IODC. Для ГЛОНАСС поправки в сообщении 32 относятся к навигационному сообщению сигнала L1OC, и IODN будет совпадать с параметром  $t_b$ . Для ГСО-спутников СДКМ-КФД поправки в сообщении типа 32 относятся к информации в сообщениях типа 39 и 40 и IODN будет совпадать с IODG.

Ковариационная матрица **C** образуется как:

$$\mathbf{C} = \mathbf{R}^T \times \mathbf{R}, \quad (9)$$

где **R** определяется по формуле

$$\mathbf{R} = 2^{scale\ exponent-5} \times \begin{bmatrix} E_{1,1} & E_{1,2} & E_{1,3} & E_{1,4} \\ 0 & E_{2,2} & E_{2,3} & E_{2,4} \\ 0 & 0 & E_{3,3} & E_{3,4} \\ 0 & 0 & 0 & E_{4,4} \end{bmatrix}; \quad (10)$$

$scale\ exponent$ ,  $E_{1,1}$ ,  $E_{1,2}$ ,  $E_{1,3}$ ,  $E_{1,4}$ ,  $E_{2,2}$ ,  $E_{2,3}$ ,  $E_{2,4}$ ,  $E_{3,3}$ ,  $E_{3,4}$ ,  $E_{4,4}$  – параметры ковариации, передаваемые в сообщении типа 32 (см. таблицу 10).

Ковариационная матрица используется для корректировки передаваемых значений  $\sigma_{DFRE}$  в зависимости от местоположения потребителя. Выполняется

это путем умножения  $\sigma_{DFRE}$  на величину  $\delta_{DFRE}$ , которая вычисляется по формуле

$$\delta_{DFRE} = \sqrt{\mathbf{I}^T \cdot \mathbf{C} \cdot \mathbf{I} + \varepsilon_c}, \quad (11)$$

где  $\mathbf{I}$  – четырехмерный вектор прямой видимости от потребителя к спутнику в системе WGS-84. Первые три элемента это проекции единичного вектора, направленного от потребителя к спутнику, а четвертый элемент это единица;

$\mathbf{C}$  – ковариационная матрица;

$$\varepsilon_c = C_{COVARIANCE} \cdot 2^{scale\ exponent-5};$$

$C_{COVARIANCE}$  – параметр, передаваемый в сообщении типа 37 (см. 7.6).

Параметр DFREI описан в 7.3.1.

Множитель  $\delta R_{CORR}$  используется совместно с унаследованным параметром  $R_{CORR}$  данной ГНСС ( $R_{CORR}$  определен в описании сообщения типа 37, см. 7.6) для вычисления специального фактора деградации спутника (см. формулу (16)).

## 7.5 Сообщение типа 39/40. Эфемериды спутников СДКМ-КФД и ковариационная матрица

7.5.1 Эти сообщения содержат эфемериды и ковариационную матрицу передающего спутника СДКМ-КФД.

Положение этого спутника задается кеплеровскими параметрами, позволяя, таким образом, сообщениям поддерживать различные типы орбит (IGSO, NEO, MEO, GEO). Из-за большого объема этих параметров навигационная информация и ковариационная матрица для каждого спутника передается в двух сообщениях типа 39 и 40 (таблицы 11 и 12).

Таблица 11 – Содержимое сообщения типа 39. Эфемериды спутников СДКМ-КФД и ковариационная матрица

Поле	Название	Длина	Положе- ние		Цена младшего разряда	Диапазон		Единица измерения	Описание
			Начало	Конец		от	до		
Общий заголовок	Преамбула	4	0	3	–	–	–	–	См. раздел 6
	Тип	6	4	9	1	0	63	–	См. раздел 6
Заголовок сообщения	Относитель- ный номер слота	6	10	15	1	0	63	–	Номер слота спутника за вычетом 119 (фактический диапазон от 1 до 39)
	IODG	2	16	17	1	0	3	–	Идентифика- тор сообщения типа 39/40
	Идентифи- катор провайдера SBAS	5	18	22	1	0	31	–	См. таблицу 13
Кеплеров- ские параметры (часть 1)	$C_{uc}$	19	23	41	$\pi \times 2^{-19} \times 10^{-4}$	$-\pi/2 \times 10^{-4}$	$\pi/2 \times 10^{-4} \times (1-2^{-18})$	рад	Кодируются дополнитель- ным кодом
	$C_{us}$	19	42	60	$\pi \times 2^{-19} \times 10^{-4}$	$-\pi/2 \times 10^{-4}$	$\pi/2 \times 10^{-4} \times (1-2^{-18})$	рад	
	$I_{dot}$	22	61	82	$7\pi/6 \times 2^{-21} \times 10^{-6}$	$-7\pi/6 \times 10^{-6}$	$7\pi/6 \times 10^{-6} \times (1-2^{-21})$	рад/с	
	$\omega$	34	83	116	$\pi \times 2^{-33}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-33})$	рад	
	$\Omega_0$	34	117	150	$\pi \times 2^{-33}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-33})$	рад	
	$M_0$	34	151	184	$\pi \times 2^{-33}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-33})$	рад	
Параметры часов	$a_{Gf_0}$	25	185	209	0,02	-335544,32	335544,3	м	
	$a_{Gf_1}$	16	210	225	$4 \times 10^{-5}$	-1,31072	1,31068	м/с	
Общее окончание	ЦК	24	226	249	–	–	–	–	Контроль информацион- ной последова- тельности (см. раздел 6)

Таблица 12 – Содержимое сообщения типа 40. Эфемериды спутников СДКМ-КФД и ковариационная матрица

Поле	Название	Длина	Положение		Цена младшего разряда	Диапазон		Единица измерения	Описание
			Начало	Конец		от	до		
Общий заголовок	Преамбула	4	0	3	–	–	–	–	Преамбула (см. раздел 6)
	Тип	6	4	9	1	0	63	–	Идентификатор типа сообщения (см. раздел 6)
Заголовок сообщения	IODG	2	10	11	1	0	3	–	Идентификатор сообщения типа 39/40
Кеплеровские параметры (часть 2)	$I$	33	12	44	$\pi \times 2^{-33}$	0	$\pi \times (1-2^{-33})$	рад	Наклонение плоскости орбиты на момент $t_e$
	$e$	30	45	74	$2^{-30}$	0	$1-2^{-30}$	–	Эксцентриситет орбиты
	$a$	31	75	105	0,02	6370000	49319672,94	м	Большая полуось
Эфемеридный момент СДКМ-КФД	$t_e$	13	106	118	16	0	86384	с	Эфемеридный момент СДКМ-КФД (фактический диапазон от 0 до 86384 с)
Параметры ковариации	Scale exponent	3	119	121	1	0	7	–	Масштабный множитель ковариационной матрицы
	$E_{1,1}$	9	122	130	1	0	511	–	–
	$E_{2,2}$	9	131	139	1	0	511	–	–
	$E_{3,3}$	9	140	148	1	0	511	–	–
	$E_{4,4}$	9	149	157	1	0	511	–	–
	$E_{1,2}$	10	158	167	1	-512	511	–	Кодируются дополнительным кодом
	$E_{1,3}$	10	168	177	1	-512	511	–	
	$E_{1,4}$	10	178	187	1	-512	511	–	
	$E_{2,3}$	10	188	197	1	-512	511	–	
	$E_{2,4}$	10	198	207	1	-512	511	–	
	$E_{3,4}$	10	208	217	1	-512	511	–	
Параметры целостности	DFREI	4	218	221	1	0	15	–	См. 7.3
$\delta R_{CORR}$	Множитель $R_{CORR}$	3	222	224	1/8	1/8	1	–	Множитель $R_{CORR}$
Свободный бит	Свободный бит	1	225	226	–	0	1	–	–
Общее окончание	ЦК	24	226	249	–	–	–	–	Контроль информационной последовательности (см. раздел 6)

Примечание – Число  $\pi$  это отношение длины окружности к диаметру. Здесь значение принимается за 3,1415926535898.

При описании структуры сообщения типа 39 использованы следующие обозначения:

- $C_{uc}$  – амплитуда косинусной гармоник в поправке к аргументу широты;
- $C_{us}$  – амплитуда синусной гармоник в поправке к аргументу широты;
- $I_{dot}$  – скорость изменения наклона плоскости орбиты;
- $\omega$  – аргумент перигея;
- $\Omega_0$  – долгота восходящего узла орбиты на момент начала недели;
- $M_0$  – средняя аномалия.

Параметр «Относительный номер слота», передаваемый в сообщении типа 39, обозначает передающий спутник СДКМ-КФД, указывая на его положение (от 1 до 39) в маске SBAS (см. таблицу 6). Значение 1 соответствует номеру слота спутника 120, а значение 39 соответствует к номеру слота спутника 158. Значения, выходящие за пределы 1-39, являются недостоверными.

Примечание – Поскольку сообщения типа 39/40 содержат эфемеридную информацию для передающего спутника СДКМ-КФД, то относительный номер слота можно использовать для подтверждения номера слота наблюдаемого спутника СДКМ-КФД.

Каждое сообщение типа 39/40 содержит 2-битовый индикатор IODG, который необходим для составления пары сообщений типа 39/40. Кроме того, если поправки в сообщении типа 32 относятся к другому спутнику СДКМ-КФД, то значение IODN в этом сообщении будет равно значению IODG этого спутника (связь между сообщениями описана в 7.11). В СДКМ-КФД значение IODG увеличивается на единицу по модулю 4 каждый раз, когда меняется содержание сообщения.

Параметр  $t_e$  (эфемеридный момент СДКМ-КФД) это опорный момент эфемерид, передаваемый как время от начала текущих суток. При обработке пользователю необходимо учитывать округленность этого параметра для вычисления геоцентрических координат спутника СДКМ-КФД и оценки смещения показаний часов, полагая, что параметр  $t_e$  в сообщении типа 40 находится в пределах от минус 43200 до плюс 43199 с относительно момента окончания передачи сообщения типа 40, чтобы учесть смены суток.

Параметры  $a_{Gf0}$  (смещение часов) и  $a_{Gf1}$  (дрейф часов) используются для вычисления оценки смещения показаний часов передающего спутника СДКМ-КФД  $\Delta t_{SBAS}$  на момент времени  $t$  по формуле

$$\Delta t_{SBAS} = a_{Gf0} + a_{Gf1} \times \Delta t_e, \quad (12)$$

где  $\Delta t_e = t - t_e$ ;

$t$  – сетевое время СДКМ-КФД в момент излучения сигнала L5 КФД, с;

$t_e$  – эфемеридный момент СДКМ-КФД, с.

Примечание – Для вычисления  $\Delta t_e$  необходимо отсчитывать  $t$  и  $t_e$  от одного и того же момента времени. Передаваемый параметр  $t_e$  будучи временем суток, требует преобразований для учета смены суток или недель.

Связь между полем «Идентификатор провайдера SBAS», которое передается в сообщении типа 39, и сервис-провайдером SBAS определяется таблицей 13. Элементы ковариационной матрицы задаются формулами (9), (10) и (11).

Параметр DFREI описан в 7.3.1.

Множитель  $\delta R_{CORR}$  используется вместе с унаследованным параметром  $R_{CORR}$  для данной ГНСС ( $R_{CORR}$  определен в описании сообщения типа 37, см. 7.6) для вычисления специального фактора деградации спутника (см. формулу (16)).

Таблица 13 – Идентификаторы сервис-провайдеров SBAS

Идентификатор	Сервис-провайдер SBAS
0	WAAS
1	EGNOS
2	MSAS
3	GAGAN
4	СДКМ-КФД
5	BDSBAS
6	KASS
7	A-SBAS
8	SouthPAN
9 – 13	Резерв
14 – 15	Зарезервированно
16 – 31	Резерв для дополнительных провайдеров SBAS L5

Для обеспечения соответствия параметров сообщений типа 39/40 и параметров целостности (передаваемых в сообщениях типа 34, 35 или 36), двухчастотный многосистемный приемник должен принимать сообщения типа 39/40 только в течение текущего интервала действия. В частности, для режима точного захода на посадку (РА) выполняется соотношение:

$$t - T_{MT39/40 \text{ reception}} \leq (I_{VALID})_{MT39/40}, \quad (13)$$

где  $t$  – текущее время;

$T_{MT39/40 \text{ reception}}$  – время приема последнего символа последнего сообщения типа 39 или 40, относящегося к действующим эфемеридам;

$(I_{VALID})_{MT39/40}$  – определено в описании сообщения типа 37 (см. 7.6).

Алгоритм для вычисления геоцентрических координат спутника исходя из параметров, содержащихся в сообщениях типа 39 и 40, описан в 8.3.



## 7.6 Сообщение типа 37. Параметры деградации и масштабная таблица DFREI

7.6.1 Сообщение типа 37 (таблица 14) содержит унаследованные параметры и информацию, позволяющую СДКМ-КФД определить значения  $\sigma_{DFRE}$  для каждого значения DFREI.

Таблица 14 – Содержимое сообщения типа 37. Параметры деградации и масштабная таблица DFREI

Поле	Название	Длина	Положение		Цена младшего разряда	Диапазон		Единица измерения	Описание
			Начало	Конец		от	до		
Общий заголовок	Преамбула	4	0	3	–	–	–	–	См. раздел 6
	Тип	6	4	9	1	0	63	–	См. раздел 6
Общие унаследованные параметры	$(I_{VALID})_{MT32}$	6	10	15	6	30	408	с	Интервал действия сообщения типа 32
	$(I_{VALID})_{MT39/40}$	6	16	21	6	30	408	с	Интервал действия сообщения типа 39/40
	$C_{ER}$	6	22	27	0,5	0	31,5	м	Параметр ступенчатой деградации для режима полета по маршруту и грубого захода на посадку (NPA)
	$C_{COVARIANCE}$	7	28	34	0,1	0	12,7	–	Параметр деградации ковариации ЭВИ
Унаследованные параметры GPS	$I_{CORR}$	5	35	39	6	30	216	с	Интервал времени применения $C_{CORR}$
	$C_{CORR}$	8	40	47	0,01	0	2,55	м	Параметр ступенчатой деградации для режима точного захода на посадку (PA)
	$R_{CORR}$	8	48	55	0,2	0	51	мм/с	Параметр деградации 1-го порядка
Унаследованные параметры ГЛОНАСС	$I_{CORR}$	5	56	60	6	30	216	с	Интервал времени применения $C_{CORR}$
	$C_{CORR}$	8	61	68	0,01	0	2,55	м	Параметр ступенчатой деградации для режима точного захода на посадку (PA)
	$R_{CORR}$	8	69	76	0,2	0	51	мм/с	Параметр деградации 1-го порядка

Продолжение таблицы 14

Поле	Название	Длина	Положение		Цена младшего разряда	Диапазон		Единица измерения	Описание
			Начало	Конец		от	до		
Унаследованные параметры Galileo	$I_{CORR}$	5	77	81	6	30	216	с	Интервал времени применения $C_{CORR}$
	$C_{CORR}$	8	82	89	0,01	0	2,55	м	Параметр ступенчатой деградации для режима точного захода на посадку (РА)
	$R_{CORR}$	8	90	97	0,2	0	51	мм/с	Параметр деградации 1-го порядка
Унаследованные параметры BDS	$I_{CORR}$	5	98	102	6	30	216	с	Интервал времени применения $C_{CORR}$
	$C_{CORR}$	8	103	110	0,01	0	2,55	м	Параметр ступенчатой деградации для режима точного захода на посадку (РА)
	$R_{CORR}$	8	111	118	0,2	0	51	мм/с	Параметр деградации 1-го порядка
Унаследованные параметры СДКМ-КФД	$I_{CORR}$	5	119	123	6	30	216	с	Интервал времени применения $C_{CORR}$
	$C_{CORR}$	8	124	131	0,01	0	2,55	м	Параметр ступенчатой деградации для режима РА
	$R_{CORR}$	8	132	139	0,2	0	51	мм/с	Параметр деградации 1-го порядка
Зарезервировано для будущих ГНСС	$I_{CORR}$	5	140	144	6	30	216	с	Интервал времени применения $C_{CORR}$
	$C_{CORR}$	8	145	152	0,01	0	2,55	м	Параметр ступенчатой деградации для режима РА
	$R_{CORR}$	8	153	160	0,2	0	51	мм/с	Параметр деградации 1-го порядка

Продолжение таблицы 14

Поле	Название	Длина	Положение		Цена младшего разряда	Диапазон		Единица измерения	Описание
			Начало	Конец		от	до		
Таблица DFREI	$\sigma_{DFRE}$ : DFREI=0	4	161	164	0,0625	0,125	1,0625	м	Значения $\sigma_{DFRE}$ для DFREI от 0 до 14
	$\sigma_{DFRE}$ : DFREI=1	4	165	168	0,125	0,25	2,125	м	
	$\sigma_{DFRE}$ : DFREI=2	4	169	172	0,125	0,375	2,25	м	
	$\sigma_{DFRE}$ : DFREI=3	4	173	176	0,125	0,5	2,375	м	
	$\sigma_{DFRE}$ : DFREI=4	4	177	180	0,125	0,625	2,5	м	
	$\sigma_{DFRE}$ : DFREI=5	4	181	184	0,25	0,75	4,5	м	
	$\sigma_{DFRE}$ : DFREI=6	4	185	188	0,25	1	4,75	м	
	$\sigma_{DFRE}$ : DFREI=7	4	189	192	0,25	1,25	5	м	
	$\sigma_{DFRE}$ : DFREI=8	4	193	196	0,25	1,5	5,25	м	
	$\sigma_{DFRE}$ : DFREI=9	4	197	200	0,25	1,75	5,5	м	
	$\sigma_{DFRE}$ : DFREI=10	4	201	204	0,5	2	9,5	м	
	$\sigma_{DFRE}$ : DFREI=11	4	205	208	0,5	2,5	10	м	
	$\sigma_{DFRE}$ : DFREI=12	4	209	212	1	3	18	м	
	$\sigma_{DFRE}$ : DFREI=13	4	213	216	3	4	49	м	
	$\sigma_{DFRE}$ : DFREI=14	4	217	220	6	10	100	м	
Идентификатор опорного времени	Идентификатор опорного времени	3	221	223	1	0	7	—	—
Резерв	Резерв	2	224	225	—	—	—	—	—
Общее окончание	ЦК	24	226	249	—	—	—	—	См. раздел 6

Параметры деградации, содержащиеся в сообщении типа 37 и сообщении типа 32 (см. 7.4) применяются в соответствии со следующим выражением:

$$\sigma_{DFC}^2 = (\sigma_{DFRE} \cdot \delta_{DFRE})^2 + \varepsilon_{CORR}^2 + \varepsilon_{ER}^2, \quad (14)$$

где  $\sigma_{DFC}^2$  — модельная дисперсия остаточной ошибки, связанной с поправками СДКМ-КФД, для заданного потребителя;

$\sigma_{DFRE}$  — выражается из параметра DFREI, передаваемого в сообщениях типа 32, 34, 35, 36 и 40, с помощью формулы (17);

$\delta_{DFRE}$  – фактор положения потребителя, вычисляемый из ковариационной матрицы, передаваемой в сообщении типа 40 для спутника СДКМ-КФД, передающего КИ и ИЦ, или в сообщении типа 32 для других дополняемых спутников (см. формулы (9), (10), (11) в 7.4).

$\varepsilon_{CORR}$  – это параметр деградации для поправок, определяемый по формуле

$$\varepsilon_{CORR} = \left\lfloor \frac{t - t_{CORR}}{I_{CORR}} \right\rfloor \cdot C_{CORR} + (t - t_{CORR}) \cdot \frac{(R_{CORR})_{SV}}{1000}; \quad (15)$$

$t$  – текущее время, с;

$t_{CORR}$  – момент применимости <sup>1)</sup> последнего принятого сообщения типа 32 или 39/40 для рассматриваемого спутника, с;

$(R_{CORR})_{SV}$  – специальный фактор деградации спутника, вычисляемый из  $R_{CORR}$  (передаваемом в сообщении типа 37) и  $\delta R_{CORR}$ , содержащемся либо в сообщении типа 32 (для дополняемых спутников), либо в сообщении типа 40 (для спутника СДКМ-КФД, передающего КИ и ИЦ).  $(R_{CORR})_{SV}$  определяется по формуле

$$(R_{CORR})_{SV} = \begin{cases} (R_{CORR})_{MT37} \cdot \delta R_{CORR}, & \text{если } t - t_{CORR} \leq I_{CORR}, \\ (R_{CORR})_{MT37}, & \text{если } t - t_{CORR} > I_{CORR}; \end{cases} \quad (16)$$

$\lfloor x \rfloor$  – наибольшее целое, меньшее  $x$ ;

$\varepsilon_{ER}$  – параметр деградации для режима полета по маршруту и грубого захода на посадку (NPA). Этот параметр применяется при передаче поправок, срок действия которых истек для режима LNAV/VNAV (навигация с контролем бокового отклонения/навигация с контролем по высоте), LP (посадка без контроля по высоте) или LPV (посадка с контролем по высоте – новый тип

---

<sup>1)</sup> Момент применимости это момент начала секунды сетевого времени СДКМ-КФД, который совпадает с моментом начала передачи первого бита блока ЦИ передающего спутника СДКМ-КФД.

точной посадки с контролем по высоте, объединяющий два режима: APV-I и APV-2), но в то же время не истек для навигационных режимов (полета по маршруту и грубого захода на посадку).

Параметр  $\varepsilon_{ER}$  принимает следующие значения:

- $\varepsilon_{ER} = 0$ , когда срок действия поправок не истек для режима приземления (LNAV/VNAV, LP или LPV);
- $\varepsilon_{ER} = C_{ER}$ , когда срок действия поправок истек для режима приземления (LNAV/VNAV, LP или LPV), но не истек для режима полета по маршруту и грубого захода на посадку ( $C_{ER}$  передается в сообщении типа 37, см. 7.6).

Для каждого  $i$ -го значения DFREI соответствующее значение  $\sigma_{DFRE}$ , в метрах, вычисляется по формуле

$$(\sigma_{DFRE})_i = (Range_{min})_i + (Scale_{factor,i} \cdot field_{value,i}), \quad (17)$$

где  $(Range_{min})_i$ ,  $Scale_{factor,i}$  – значения, которые берутся из таблицы 14 из граф «Диапазон от» и «Цена младшего разряда», соответственно;

$field_{value,i}$  – значение, которое передается в таблице DFREI для  $i$ -го значения DFREI (см. таблицу 14).

Сообщение типа 37 содержит также параметры  $(I_{VALID})_{MT32}$  и  $(I_{VALID})_{MT39/40}$ , которые определяют интервал действия, соответственно, сообщений типа 32 и 39/40 в режиме точного захода на посадку (PA). Для режимов полета по маршруту и грубого захода на посадку интервалы действия умножаются на 1,5. Подробное описание приведено в приложении Г.

Идентификатор опорного времени определяет ГНСС, со шкалой опорного времени, которой синхронизируется шкала сетевого времени СДКМ-КФД (таблица 15).

Таблица 15 – Идентификаторы опорного времени

Идентификатор опорного времени	ГНСС
0	GPS (информация L1 LNAV)
1	ГЛОНАСС
2	Galileo
3	BDS
4-7	Резерв

## 7.7 Сообщение типа 47. Альманах спутников СДКМ-КФД

7.7.1 Сообщение типа 47 (таблица 16) содержит навигационную информацию (в виде кеплеровских параметров), описывающую грубое положение для двух передающих спутников СДКМ-КФД (для любого типа орбиты). В случае использования большего числа спутников (трех и более) передаются сообщения типа 47 для разных пар спутников СДКМ-КФД.

Таблица 16 – Содержимое сообщения типа 47. Альманах спутников СДКМ-КФД

Поле	Название	Длина	Положение		Цена младшего разряда	Диапазон		Единица измерения	Описание
			Начало	Конец		от	до		
Общий заголовок	Преамбула	4	0	3	–	–	–	–	См. раздел 6
	Тип	6	4	9	1	0	63	–	См. раздел 6
Заголовок SBAS I	Относительный номер слота	6	10	15	1	0	63	–	Номер слота спутника за вычетом 119 (фактический диапазон от 1 до 39)
	Идентификатор провайдера SBAS	5	16	20	1	0	31	–	См. таблицу 13
	Индикатор передачи	1	21	21	–	–	–	–	–
Кеплеровские параметры SBAS I	$a$	16	22	37	650	6370000	48967750	м	Большая полуось
	$e$	8	38	45	$2^{-8}$	0	0,99609375	–	Эксцентриситет орбиты
	$I$	13	46	58	$\pi \times 2^{-13}$	0	$\pi \times (1-2^{-13})$	рад	Наклонение плоскости орбиты на момент $t_a$
	$\omega$	14	59	72	$\pi \times 2^{-13}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-13})$	рад	Аргумент перигея
	$\Omega_0$	14	73	86	$\pi \times 2^{-13}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-13})$	рад	Долгота восходящего узла орбиты на момент начала недели
	$\Omega_{dot}$	8	87	94	$1 \times 10^{-9}$	$-1,28 \times 10^{-7}$	$1,28 \times 10^{-7}$	рад/с	Скорость изменения долготы восходящего узла
	$M_0$	15	95	109	$\pi \times 2^{-14}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-14})$	рад	Средняя аномалия на момент $t_a$
	$t_a$	6	110	115	1800	0	113400	с	Опорный момент альманаха (фактический диапазон от 0 до 86400 с)

Продолжение таблицы 16

Поле	Название	Длина	Положе- ние		Цена младшего разряда	Диапазон		Единица измерения	Описание
			Начало	Конец		от	до		
Заголовок SBAS II	Относитель- ный номер слота	6	116	121	1	0	63	–	Номер слота спутника за вычетом 119 (фактический диапазон от 1 до 39)
	Идентифи- катор провайдера SBAS	5	122	126	1	0	31	–	См. таблицу 13
	Индикатор передачи	1	127	127	–	–	–	–	–
Кеплеровс- кие параметры SBAS II	$a$	16	128	143	650	6370000	48967750	м	Большая полуось
	$e$	8	144	151	$2^{-8}$	0	0,99609375	–	Эксцентриситет орбиты
	$I$	13	152	164	$\pi \times 2^{-13}$	0	$\pi \times (1-2^{-13})$	рад	Наклонение плоскости орбиты на момент $t_a$
	$\omega$	14	165	178	$\pi \times 2^{-13}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-13})$	рад	Аргумент перигея
	$\Omega_0$	14	179	192	$\pi \times 2^{-13}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-13})$	рад	Долгота восходящего узла орбиты на момент начала недели
	$\Omega_{dot}$	8	193	200	$1 \times 10^{-9}$	$-1,28 \times 10^{-7}$	$1,28 \times 10^{-7}$	рад/с	Скорость изменения долготы восходящего узла
	$M_0$	15	201	215	$\pi \times 2^{-14}$	$-\pi$	$\pi \times (1-2^{-14})$	рад	Средняя аномалия на момент $t_a$
	$t_a$	6	216	221	1800	0	113400	с	Опорный момент альманаха (фактический диапазон от 0 до 86400 с)
Число сбросов номера недели	$WNRO_{count}$	4	222	225	1	0	15	–	Число сбросов номера недели
Общее окончание	ЦК	24	226	249	–	–	–	–	Контроль информационной последовательности (см. раздел б)

Примечание – Число  $\pi$  – это отношение длины окружности к диаметру.

Здесь значение принимается за 3,1415926535898.



Альманах спутников СДКМ-КФД передается периодически, чтобы сообщать потребителю о наличии этих спутников и об их местоположении. Эти сообщения повторяются, чтобы включить информацию обо всех спутниках СДКМ-КФД.

Параметр «Относительный номер слота», передаваемый в сообщении типа 47, обозначает передающий спутник СДКМ-КФД, указывая на его положение (от 1 до 39) в маске SBAS (см. таблицу 6). Значение 1 соответствует номеру слота спутника 120, а значение 39 соответствует номеру слота спутника 158. Неиспользуемые альманахи имеют «Относительный номер слота», равный нулю, и должны игнорироваться.

Параметр «Идентификатор провайдера SBAS» описан в 7.5.

Параметр «Индикатор передачи» совместно с параметром «Относительный номер слота» могут быть использованы для подтверждения номера слота наблюдаемого спутника СДКМ-КФД. Параметр «Индикатор передачи» принимает значение 1 только для того альманаха, который относится к спутнику СДКМ-КФД, передающему данное сообщение с альманахом.

Параметры «Индикатор передачи» и «Идентификатор провайдера SBAS» непрерывно обновляются, и их срок действия истекает согласно таблице Г.1 либо при приеме сообщения типа 0. Другие параметры, передающиеся в сообщении типа 47, не имеют определенного интервала действия, но их точность уменьшается с течением времени.

Параметр  $t_a$  это опорный момент альманаха, вычисляемый как время от начала текущих суток. Потребителю необходимо учитывать округленность параметра  $t_a$  для вычисления геоцентрических координат спутника СДКМ-КФД, полагая, что параметр  $t_a$  в сообщении типа 47 находится в пределах от минус 43200 до плюс 43199 с относительно момента окончания передачи сообщения типа 47, чтобы учесть смены суток.

Алгоритм вычисления геоцентрических координат спутника СДКМ-КФД исходя из параметров, содержащихся в сообщении типа 47, представлен в 8.2.

Параметр «Число сбросов номера недели»  $WNRO_{count}$  это число сбросов номера недели, имевших место для ГНСС, определяемой параметром «Идентификатор опорного времени» в сообщении типа 37. Значение параметра  $WNRO_{count}$ , равное 15, используется, если данный параметр недостоверен. Это бывает в следующих случаях:

- СДКМ-КФД не предоставляет значение  $WNRO_{count}$ ;
- сброс номера недели происходит на интервале действия параметра  $WNRO_{count}$  (см. таблицу Г.1);
- сервис-провайдер SBAS изменил «Идентификатор опорного времени», передаваемый в сообщении типа 37.  $WNRO_{count}$  устанавливается равным 15 перед изменением параметра «Идентификатор опорного времени» и сохраняется таковым до тех пор, пока срок действия предыдущего значения параметра «Идентификатор опорного времени» не истечет (см. таблицу Г.1).

Если параметр  $WNRO_{count}$  является достоверным (т.е. имеет значение от 0 до 14, и его срок действия не истек), то приемник может использовать этот параметр для разрешения возможной неоднозначности значения номера недели, передаваемого в навигационной информации ГНСС.

Примечание – Если параметр  $WNRO_{count}$  связан с GPS, то он относится к 10-битовому полю номера недели GPS в информации L1 LNAV, а не к расширенному 13-битовому полю номера недели GPS в информации L5 CNAV.

## **7.8 Сообщение типа 42. Параметры смещения сетевого времени СДКМ-КФД**

7.8.1 В настоящий момент сообщение типа 42 зарезервировано для использования в будущем.

## 7.9 Сообщение типа 62. Внутреннее тестовое сообщение SBAS L5

7.9.1 Сообщение типа 62 используется системой СДКМ-КФД для внутренних тестовых нужд. Потребитель должен игнорировать содержимое данного сообщения.

## 7.10 Сообщение типа 63. Пустое сообщение SBAS L5

7.10.1 Пустое сообщение используется как сообщение-заполнитель, если никакое другое сообщение не передается на протяжении интервала одной секунды. Потребитель должен игнорировать содержимое данного сообщения.

## 7.11 Внутренняя связь между сообщениями

7.11.1 Связь между сообщениями осуществляется на основе соответствия идентификаторов информации IOD. Блок-схема внутренней связи сообщений приведена на рисунке 12.

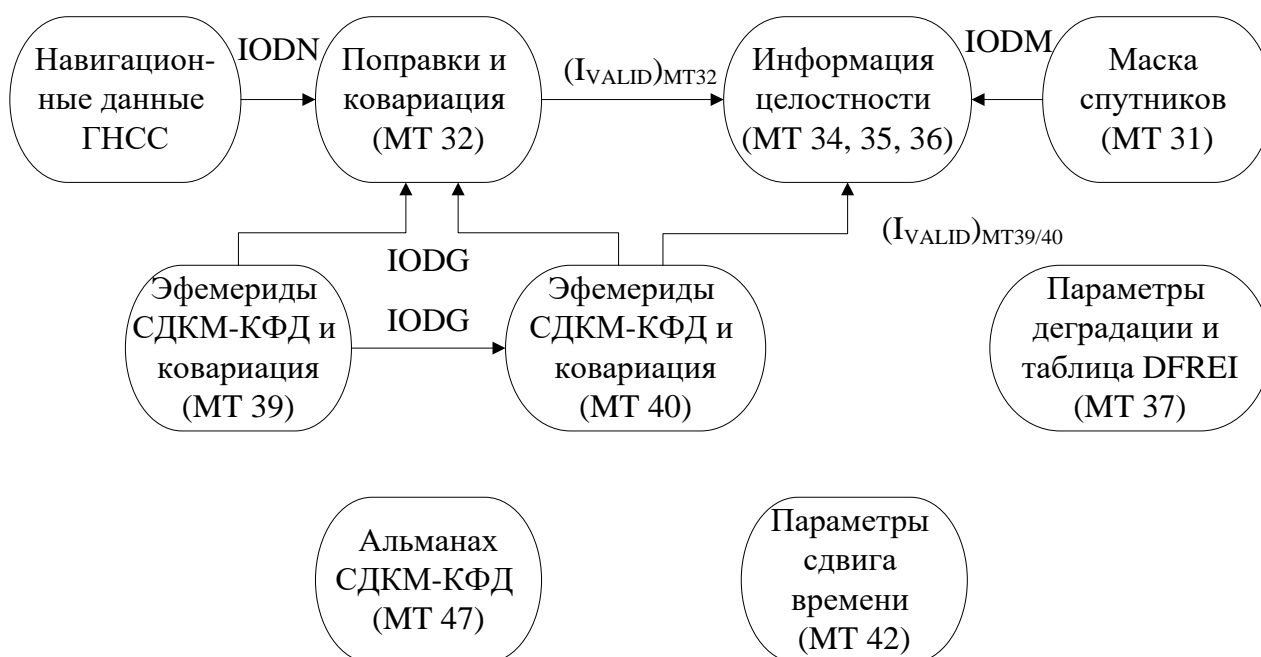


Рисунок 12 – Связь между сообщениями

Примечание – Связи IODG между сообщениями типа 39/40 и 32, используются, когда сообщение 32 передается для спутника СДКМ-КФД (см. 7.4 и 7.5).

Во всех режимах полета информация СДКМ-КФД, используемая для всех спутников, должна извлекаться из одного и того же сигнала L5 КФД (с тем исключением, что ЭВИ из сообщений типа 39/40 других спутников СДКМ-КФД может использоваться, если эти спутники используются для измерения псевдодальности в решении навигационной задачи потребителя СДКМ-КФД; в этом случае этим другим спутникам требуется действующее сообщение типа 32 из исходного сигнала L5 КФД).

## **8 Пользовательский алгоритм определения координат спутника, передающего поправки СДКМ-КФД**

### **8.1 Постоянные величины, задающие систему координат**

8.1.1 Постоянные величины, задающие систему координат, необходимы для вычисления геоцентрических координат фазового центра антенны спутника. Эти величины определяются следующим образом:

- $\pi$  – отношение длины окружности к диаметру. Здесь  $\pi$  полагается равным 3,1415926535898;
- $\mu$  – гравитационный параметр Земли. Здесь  $\mu$  полагается равным 398600,44 км<sup>3</sup>/с<sup>2</sup>;
- $\dot{\Omega}_e$  – угловая скорость вращения Земли. Здесь  $\dot{\Omega}_e$  полагается равной 7,2921151467·10<sup>-5</sup> рад/с.

### **8.2 Определение координат спутника, передающего поправки СДКМ-КФД на основе альманаха (сообщение типа 47)**

8.2.1 Из сообщения типа 47 (см. 7.7) извлекаются следующие параметры для заданного передающего спутника СДКМ-КФД:

- $t_a$  – опорный момент альманаха (время от начала суток), с;
- $a$  – большая полуось, м;
- $e$  – эксцентриситет;
- $M_0$  – средняя аномалия на момент  $t_a$ , рад;
- $\omega$  – аргумент перигея, рад;
- $I$  – угол наклона орбиты, рад;
- $\Omega_0$  – прямое восхождение восходящего узла орбиты на начало недели, рад;
- $\Omega_{dot}$  – скорость изменения долготы восходящего узла, рад/с.

8.2.2 Вычисление положения спутника на момент  $t$  по шкале сетевого времени СДКМ-КФД выполняется следующим образом.

8.2.2.1 Вычисление среднего движения  $n_0$ :

$$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}. \quad (18)$$

8.2.2.2 Вычисление времени  $\Delta t_a$ , истекшего с опорного момента альманаха  $t_a$ :

$$\Delta t_a = t - t_a, \quad (19)$$

где  $t$  – сетевое время СДКМ-КФД в момент излучения, в секундах, т.е. сетевое время СДКМ-КФД, скорректированное с учетом времени распространения (дальность/скорость света).

Для вычисления  $\Delta t_a$  необходимо отсчитывать  $t$  и  $t_a$  от одного и того же момента времени. Передаваемый параметр  $t_a$  будучи временем суток, требует преобразований для учета смены суток или недель.

8.2.2.3 Вычисление средней аномалии  $M_t$  на момент  $t$ :

$$M_t = M_0 + n_0 \times \Delta t_a. \quad (20)$$

8.2.2.4 Вычисление эксцентрической аномалии  $E_t$  на момент  $t$  итерационным методом:

$$M_t = E_t - e \times \sin E_t. \quad (21)$$

8.2.2.5 Вычисление истинной аномалии  $v_t$  на момент  $t$ :

$$v_t = 2 \times \operatorname{atan} \left[ \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \left( \frac{E_t}{2} \right) \right]. \quad (22)$$

8.2.2.6 Вычисление радиус-вектора  $r_t$  спутника на момент  $t$ :

$$r_t = a \times [1 - (e \times \cos E_t)]. \quad (23)$$

8.2.2.7 Вычисление аргумента широты  $\Phi_t$  спутника на момент  $t$ :

$$\Phi_t = v_t + \omega. \quad (24)$$

8.2.2.8 Вычисление координат  $x'_t$ ,  $y'_t$  спутника в орбитальной плоскости на момент  $t$ :

$$\begin{aligned} x'_t &= r_t \times \cos \Phi_t, \\ y'_t &= r_t \times \sin \Phi_t. \end{aligned} \quad (25)$$

8.2.2.9 Вычисление поправленной долготы восходящего узла  $\Omega_t$  на момент  $t$ :

$$\Omega_t = \Omega_0 + ((\Omega_{dot} - \dot{\Omega}_e) \times \Delta t_a) - (\dot{\Omega}_e \times t_{aTOW}), \quad (26)$$

где  $t_{aTOW}$  – это опорный момент альманаха  $t_a$ , выраженный в секундах от начала недели.

8.2.2.10 Вычисление геоцентрических координат  $x_t$ ,  $y_t$ ,  $z_t$  спутника на момент  $t$ :

$$\begin{aligned}x_t &= (x'_t \times \cos \Omega_t) - (y'_t \times \cos I \times \sin \Omega_t), \\y_t &= (x'_t \times \sin \Omega_t) + (y'_t \times \cos I \times \cos \Omega_t), \\z_t &= y'_t \times \sin I.\end{aligned}\tag{27}$$

### 8.3 Определение координат спутника, передающего поправки СДКМ-КФД на основе эфемеридной информации (сообщения типа 39 и 40)

8.3.1 Из сообщений типа 39 и 40 (см. 7.5) извлекаются следующие параметры для заданного передающего спутника СДКМ-КФД:

- $t_e$  – опорный момент эфемерид (время от начала суток), с;
- $a$  – большая полуось, м;
- $e$  – эксцентриситет;
- $M_0$  – средняя аномалия на момент времени  $t_e$ , рад;
- $\omega$  – аргумент перигея, рад;
- $I_{dot}$  – скорость изменения угла наклона орбиты, рад/с;
- $I$  – угол наклона орбиты, рад;
- $\Omega_0$  – прямое восхождение восходящего узла на начало недели, рад;
- $C_{uc}$  – амплитуда косинусной гармоник в поправке к аргументу широты, рад;
- $C_{us}$  – амплитуда синусной гармоник в поправке к аргументу широты, рад.

8.3.2 Вычисление положения спутника на момент  $t$  по шкале сетевого времени СДКМ-КФД выполняется следующим образом.



8.3.2.1 Вычисление среднего движения  $n_0$ :

$$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}. \quad (28)$$

8.3.2.2 Вычисление времени  $\Delta t_e$ , истекшего с опорного момента эфемерид  $t_e$ :

$$\Delta t_e = t - t_e, \quad (29)$$

где  $t$  – сетевое время СДКМ-КФД в момент излучения, в секундах, т.е. момент излучения сигнала, скорректированный с помощью величины  $\Delta t_{SBAS}$ , вычисленной по формуле (12).

Для вычисления  $\Delta t_e$  необходимо отсчитывать  $t$  и  $t_e$  от одного и того же момента времени. Передаваемый параметр  $t_e$ , будучи временем суток, требует преобразований для учета смены суток или недель.

8.3.2.3 Вычисление средней аномалии  $M_t$  на момент  $t$ :

$$M_t = M_0 + n_0 \times \Delta t_e. \quad (30)$$

8.3.2.4 Вычисление эксцентрической аномалии  $E_t$  на момент  $t$  итерационным методом:

$$M_t = E_t - e \times \sin E_t. \quad (31)$$

8.3.2.5 Вычисление истинной аномалии  $v_t$  на момент  $t$ :

$$v_t = 2 \times \operatorname{atan} \left[ \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \left( \frac{E_t}{2} \right) \right]. \quad (32)$$

8.3.2.6 Вычисление радиус-вектора  $r_t$  спутника на момент  $t$ :

$$r_t = a \times [1 - (e \times \cos E_t)]. \quad (33)$$

8.3.2.7 Вычисление аргумента широты  $\Phi_t$  спутника на момент  $t$ :

$$\Phi_t = v_t + \omega. \quad (34)$$

8.3.2.8 Вычисление поправки  $\delta u_t$  к аргументу широты спутника на момент  $t$ :

$$\delta u_t = [C_{us} \times \sin(2 \times \Phi_t)] + [C_{uc} \times \cos(2 \times \Phi_t)]. \quad (35)$$

8.3.2.9 Вычисление скорректированного аргумента широты  $u_t$  спутника на момент  $t$ :

$$u_t = \Phi_t + \delta u_t. \quad (36)$$

8.3.2.10 Вычисление координат  $x'_t$ ,  $y'_t$  спутника в орбитальной плоскости на момент  $t$ :

$$\begin{aligned} x'_t &= r_t \times \cos u_t, \\ y'_t &= r_t \times \sin u_t. \end{aligned} \quad (37)$$

8.3.2.11 Вычисление поправленной долготы восходящего узла  $\Omega_t$  на момент  $t$ :

$$\Omega_t = \Omega_0 - (\dot{\Omega}_e \times \Delta t_e). \quad (38)$$

Примечание – Величина  $\dot{\Omega}_e$  определена в 8.1.

8.3.2.12 Вычисление поправленного наклона орбиты  $i_t$  на момент  $t$ :

$$i_t = I + (I_{dot} \times \Delta t_e). \quad (39)$$

8.3.2.13 Вычисление геоцентрических координат  $x_t, y_t, z_t$  спутника на момент  $t$ :

$$\begin{aligned} x_t &= (x'_t \times \cos \Omega_t) - (y'_t \times \cos i_t \times \sin \Omega_t), \\ y_t &= (x'_t \times \sin \Omega_t) + (y'_t \times \cos i_t \times \cos \Omega_t), \\ z_t &= y'_t \times \sin i_t. \end{aligned} \quad (40)$$

Примечание – Должна быть учтена поправка Саньяка (вращение Земли).

8.3.2.14 Для учета поправки Саньяка можно воспользоваться следующим приближенным способом пересчета геоцентрических координат  $x_{измt}, y_{измt}, z_{измt}$  спутника на момент  $t$ :

$$\begin{aligned} x_{измt} &= x_t + y_t \times \alpha, \\ y_{измt} &= y_t - x_t \times \alpha, \\ z_{измt} &= z_t, \end{aligned} \quad (41)$$

где  $\alpha = \dot{\Omega}_e \times \tau$  – угол поворота,

$\tau$  – время распространения сигнала от спутника до приемника.

## **ПРИЛОЖЕНИЕ А**

### **(обязательное)**

#### **Применение информации СДКМ-КФД в навигационном алгоритме систем ГЛОНАСС, GPS, Galileo, BDS и СДКМ-КФД**

А.1 СДКМ-КФД передает информацию, необходимую для поддерживаемых ею функций, как показано в таблице А.1. Если передаваемая системой СДКМ-КФД информация не требуется для конкретной функции, то эта информация используется для обеспечения других функций. Максимальные интервалы передачи различной информации посредством сообщений каждого типа определяются в таблице А.1.

Таблица А.1 – Интервалы передачи данных и обеспечиваемые функции

Информация	Тип сообщения	Максимальный интервал обновления информации, с	Определение псевдодалности в СДКМ-КФД	Ионосферосвободная дифференциальная коррекция
ЦИ с данного ГСО-спутника непригодна для безопасного использования	0	6	–	–
Поправки к ЭВИ навигационных спутников	32	$0,5 \times (I_{VALID})_{MT32}$	–	R
Ковариационная матрица	32, 40	120	R	R
Маска спутников	31	120	R	R
Информация целостности (DFREI и опционально DRFECI)	32, 34, 35, 36, 40	6	R	R
Поправки к ЭВИ спутников СДКМ-КФД и ковариационная матрица	39, 40	$0,5 \times (I_{VALID})_{MT39/40}$	R	–
Унаследованные параметры, таблица DFREI, идентификатор опорного времени	37	120	R	R
Альманах СДКМ-КФД, индикатор передачи и идентификатор провайдера SBAS	47	120	R	R
Примечания 1 «R» означает, что указанная информация должна передаваться, для обеспечения данной функции. 2 Под информацией целостности понимается параметр DFRECI в случае приема сообщения типа 34, иначе она ограничивается параметром DFREI. 3 Под интервалами $(I_{VALID})_{MT32}$ и $(I_{VALID})_{MT39/40}$ понимаются интервалы, в течение которых может быть использована информация целостности сообщений типов 32 и 39/40.				

## ПРИЛОЖЕНИЕ Б

### (обязательное)

#### Рекомендуемая модель для вычисления тропосферной задержки

Б.1 Тропосферная задержка  $\Delta t_{tropo}$  распространения навигационного радиосигнала, согласно стандарту SBAS, может быть вычислена по формуле

$$\Delta t_{tropo} = -(d_{hyd} + d_{wet}) \cdot m(El), \quad (Б.1)$$

где  $d_{hyd}, d_{wet}$  определяются по формулам:

$$d_{hyd} = \left(1 - \frac{\beta H}{T}\right)^{\frac{g}{R_d \beta}} \cdot z_{hyd}, \quad (Б.2)$$

$$d_{wet} = \left(1 - \frac{\beta H}{T}\right)^{\frac{(\lambda+1)g}{R_d \beta} - 1} \cdot z_{wet}; \quad (Б.3)$$

$\beta$  – метрологический параметр, зависимость температуры от высоты, К/м;

$T$  – метрологический параметр, температура, К;

$\lambda$  – метрологический параметр, градиент изменения испарения воды;

$H$  – высота приемника над уровнем моря, м;

$g = 9,80665$  м/с<sup>2</sup>;

$R_d = 287,054$  Дж·кг<sup>-1</sup>·К<sup>-1</sup>;

$$z_{hyd} = \frac{10^{-6} k_1 R_d P}{g_m};$$

$$z_{wet} = \frac{10^{-6} k_2 R_d}{g_m (\lambda + 1) - \beta R_d} \cdot \frac{e}{T};$$

$k_1 = 77,604$  К/мбар;

$k_2 = 382000$  К<sup>2</sup>/мбар;

$$g_m = 9,784 \text{ м/с}^2;$$

$P$  – метрологический параметр, давление, мбар;

$e$  – метрологический параметр, давление насыщенных водяных паров, мбар;

$m(El)$  – функция тропосферной коррекции, определяемая по формуле

$$m(El) = \frac{1,001}{\sqrt{0,002001 + \sin^2(El)}}, \quad El \geq 5; \quad (\text{Б.4})$$

$El$  – угол места, °.

Формула (Б.4) справедлива для углов места  $El$  не менее 5°.

Каждый из пяти метрологических параметров  $P$ ,  $T$ ,  $e$ ,  $\beta$ ,  $\lambda$  зависит от географической широты приемника  $\phi$  и текущего дня в году  $D$ , начиная с 1 января:

$$\xi(\phi, D) = \xi_0(\phi) - \Delta\xi(\phi) \cdot \cos\left(\frac{2\pi \cdot (D - D_{\min})}{365,25}\right), \quad (\text{Б.5})$$

где  $\xi_0$ ,  $\Delta\xi$  – среднее и сезонное изменение метрологического параметра;

$$D_{\min} = \begin{cases} 28, & \text{для северных широт,} \\ 211, & \text{для южных широт.} \end{cases}$$

Текущий день в году  $D$  можно определить исходя из номера суток в текущем четырехлетии  $N_T$  по формуле

$$D = \begin{cases} N_T, & \text{если } N_T < 366, \\ N_T - 365, & \text{если } 366 \leq N_T < 731, \\ N_T - 730, & \text{если } 731 \leq N_T < 1096, \\ N_T - 1095, & \text{если } N_T \geq 1096. \end{cases} \quad (\text{Б.6})$$

Для определения значения каждого из пяти метеорологических параметров  $P$ ,  $T$ ,  $e$ ,  $\beta$ ,  $\lambda$  для заданной широты приемника используется интерполяция информации, представленной в таблице Б.1. Значения метеорологических параметров для северного и южного полушарий одинаковы.

Таблица Б.1 – Метеорологические параметры для вычисления тропосферной задержки

Широта, °	Среднее значение параметра				
	$P_0$ , мбар	$T_0$ , К	$e_0$ , мбар	$\beta_0$ , К/м	$\lambda_0$
15 или меньше	1013,25	299,65	26,31	0,00630	2,77
30	1017,25	294,15	21,79	0,00605	3,15
45	1015,75	283,15	11,66	0,00558	2,57
60	1011,75	272,15	6,78	0,00539	1,81
75 или больше	1013,00	263,65	4,11	0,00453	1,55
Широта, °	Сезонное изменение параметра				
	$\Delta P$ , мбар	$\Delta T$ , К	$\Delta e$ , мбар	$\Delta \beta$ , К/м	$\Delta \lambda$
15 или меньше	0,00	0,00	0,00	0,0	0,0
30	-3,75	7,00	8,85	0,00025	0,33
45	-2,25	11,00	7,24	0,00032	0,46
60	-1,75	15,00	5,36	0,00081	0,74
75 или больше	-0,50	14,50	3,39	0,00062	0,30

Среднеквадратическое отклонение  $\sigma_{tropo}$  ошибки вычисления тропосферной задержки  $\Delta t_{tropo}$  вычисляется по формуле

$$\sigma_{tropo} = 0,12 \cdot m(El). \quad (\text{Б.7})$$



## ПРИЛОЖЕНИЕ В

### (обязательное)

### Применение информации СДКМ-КФД

#### В.1 Введение

В.1.1 В данном приложении даны определения параметров, которые используются в навигационном алгоритме ГЛОНАСС, GPS, Galileo или BDS с учетом информации СДКМ-КФД. Эти параметры используются для того, чтобы получить навигационное решение и оценить его достоверность (уровни защиты).

#### В.2 Поправки к псевдодальностям

В.2.1 Поправки к псевдодальностям не зависят от используемой системы координат. Скорректированная псевдодальность  $PR_{i,corrected}$  на момент времени  $t$  для  $i$ -го спутника определяется по формулам:

$$PR_{i,corrected} = PR_{i,ionofree} + c \cdot (\Delta t_{SV,i} + \delta \Delta t_{SV,i} - T_{GD,i}) + TC_i, \text{ для спутников GPS,} \quad (B.1)$$

$$PR_{i,corrected} = PR_{i,ionofree} + c \cdot (\Delta t_{SV,i} + \delta \Delta t_{SV,i}) + TC_i, \text{ для спутников ГЛОНАСС, Galileo и BDS,} \quad (B.2)$$

где  $PR_{i,ionofree}$  – ионосферосвободная комбинация исходных измерений на несущих L1 и L5, в случае GPS, Galileo или BDS, или на несущих L1 и L3, в случае ГЛОНАСС, определяемая по формуле

$$PR_{i,ionofree} = \begin{cases} \frac{\gamma_{15} PR_{i,L1} - PR_{i,L5}}{\gamma_{15} - 1}, & \text{для GPS, Galileo или BDS,} \\ \frac{\gamma_{13} PR_{i,L1OC} - PR_{i,L3OC}}{\gamma_{13} - 1}, & \text{для ГЛОНАСС;} \end{cases} \quad (B.3)$$

$PR_{i,L1}$ ,  $PR_{i,L5}$ ,  $PR_{i,L1OC}$ ,  $PR_{i,L3OC}$  – измерения псевдодальности в диапазонах L1 GPS, L5 GPS, L1 ГЛОНАСС, L3 ГЛОНАСС, соответственно;

$$\gamma_{15} = (f_{L1} / f_{L5})^2 = (1575,42 / 1176,45)^2 = (154 / 115)^2;$$

$$\gamma_{13} = (f_{L1OC} / f_{L3OC})^2 = (1600,995 / 1202,025)^2 = (313 / 235)^2;$$

$f_{L1}$ ,  $f_{L5}$ ,  $f_{L1OC}$ ,  $f_{L3OC}$  – номинальные центральные частоты принимаемых навигационных сигналов;

$\Delta t_{SV,i}$  – смещения часов  $i$ -го спутника, передаваемое соответствующей дополняемой ГНСС (GPS, ГЛОНАСС, Galileo или BDS);

$\delta \Delta t_{SV,i}$  – оценка смещения показаний часов  $i$ -го спутника, вычисляемая по формуле (6) в 7.4;

$TC_i$  – тропосферная поправка для  $i$ -го спутника.

Алгоритм вычисления смещения часов навигационного спутника  $\Delta t_{SV}$  представлен в [9] для GPS, в [10] для Galileo и в [11] для BDS.

Величина  $\Delta t_{SV}$  для спутников ГЛОНАСС вычисляется по формуле

$$\Delta t_{SV} = t_{SV} - t = -\tau^j(t_b) + \gamma^j(t_b)(t_{SV} - t_b) + \beta^j(t_b)(t_{SV} - t_b)^2 + \tau_c(t_b), \quad (B.4)$$

где  $t_{SV}$  – момент излучения сигнала L1OC по ШВ этого сигнала, с;

$t$  – момент излучения сигнала L1OC по МДВ, с;

$t_b$ ,  $\tau^j(t_b)$ ,  $\gamma^j(t_b)$ ,  $\beta^j(t_b)$ ,  $\tau_c(t_b)$  – параметры, передаваемые в радиосигнале L1OC;

Алгоритм вычисления тропосферной поправки  $TC_i$  представлен в приложении Б.

В приложении И приведена схема применения поправок к псевдодальностям при обеспечении мониторинга целостности сервиса SBAS L5 и решении задачи местоопределения.

### В.3 Коррекция координат спутника

В.3.1 Система GPS использует систему координат WGS-84, а система ГЛОНАСС – ПЗ-90. Системы Galileo и BDS используют свои собственные системы координат, которые незначительно отличаются от WGS-84. Пересчет из одной системы координат в другую выполняется по формуле

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{WGS-84}} = \begin{bmatrix} 1 & 0,0097 \cdot 10^{-9} & 0,2036 \cdot 10^{-9} \\ -0,0097 \cdot 10^{-9} & 1 & 0,0921 \cdot 10^{-9} \\ -0,2036 \cdot 10^{-9} & -0,0921 \cdot 10^{-9} & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{ПЗ-90}} + \begin{bmatrix} 0,003 \\ 0,001 \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (\text{B.5})$$

Необходимо отметить, что системы координат WGS-84 и ПЗ-90 постоянно совершенствуются, поэтому для повышения точности навигационных определений рекомендуется применять формулу пересчета из одной системы координат в другую самой последней редакции, например, [12].

Скорректированный в системе СДКМ-КФД вектор положения для каждого спутника систем ГЛОНАСС, GPS, Galileo или BDS на момент времени  $t$  по ШВС GPS определяется по формуле

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_{\text{скорректированный}} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta \dot{x} \\ \delta \dot{y} \\ \delta \dot{z} \end{bmatrix} (t - t_D), \quad (\text{B.6})$$

где  $[x \ y \ z]^T$  – вектор положения спутника системы ГЛОНАСС, GPS, Galileo или BDS;

$\delta x, \delta y, \delta z, \delta \dot{x}, \delta \dot{y}, \delta \dot{z}$  – поправки, передаваемые в сообщении типа 32 (см. 7.4);

$t_D$  – момент применимости поправок  $\delta x, \delta y, \delta z, \delta \dot{x}, \delta \dot{y}, \delta \dot{z}$ , выраженный в секундах от начала текущих суток;

$(t - t_D)$  – корректируется при переходе через сутки.

## ПРИЛОЖЕНИЕ Г

### (обязательное)

#### Интервалы действия информации

Г.1 ИЦ для всех дополняемых спутников (DFREI или DFRECI в сообщениях типа 34, 35, 36 или DFREI в сообщениях типа 32, 40) передается с интервалом не более 6 с. Все остальные сообщения передаются, не превышая максимальный интервал обновления информации, представленный в таблице Г.1.

Пользовательские интервалы действия информации, определенные в таблице Г.1, ограничивают интервал применимости КИ, ИЦ и навигационной информации передающего спутника СДКМ-КФД. Интервал действия для каждого типа информации отсчитывается от момента окончания приема сообщения, содержащего эту информацию.

В дополнение к сообщениям, перечисленным в таблице Г.1, каждый сигнал тревоги (передающийся в сообщениях типа 0, 34, 35, 36, 32 или 40) повторяется трижды после первого оповещения о тревоге (всего 4 раза в течение 4 с). Последующие сообщения могут передаваться с нормальным интервалом обновления.

Если в течение четырех секунд не было принято ни одного достоверного сообщения SBAS, что может быть вызвано проблемой на линии связи или блокировкой сигнала L5 КФД, то срок действия всех параметров DFREI, передаваемых этим сигналом L5 КФД, должен считаться истекшим.

Таблица Г.1 – Интервалы обновления и интервалы действия информации

Информация	Тип сообщения	Максимальный интервал обновления информации, с	Интервал действия для режимов полета по маршруту и грубого захода на посадку, с	Интервал действия для режима точного захода на посадку, с
ЦИ с данного ГСО-спутника непригодна для безопасного использования	0	6	–	–
Маска спутников	31	120	600	600
Информация целостности (DFREI и опционально DRFECI)	32	6	18	12
	34	6	18	12
	35	6	18	12
	36	6	18	12
	40	6	18	12
Поправки к ЭВИ навигационных спутников и ковариационная матрица	32	$0,5 \times (I_{VALID})_{MT32}$	$1,5 \times (I_{VALID})_{MT32}$	$(I_{VALID})_{MT32}$
Поправки к ЭВИ спутников СДКМ-КФД и ковариационная матрица	39, 40	$0,5 \times (I_{VALID})_{MT39/40}$	$1,5 \times (I_{VALID})_{MT39/40}$	$(I_{VALID})_{MT39/40}$
Параметры деградации	37	120	360	240
Параметры отображения таблицы DFREI	37	120	360	240
Идентификатор опорного времени	37	120	360	240
Индикатор передачи и идентификатор провайдера SBAS	47	120	360	240
Число сбросов номера недели ( $WNRO_{count}$ )	47	120	360	360
<p>Примечания</p> <p>1 Интервалы действия отсчитываются от момента прихода на приемную антенну последнего бита сообщения.</p> <p>2 Для других параметров сообщения типа 47 нет требований по интервалу действия, кроме перечисленных выше.</p> <p>3 Под интервалами <math>(I_{VALID})_{MT32}</math> и <math>(I_{VALID})_{MT39/40}</math> понимаются интервалы, в течение которых может быть использована информация целостности сообщений типов 32 и 39/40.</p>				

## ПРИЛОЖЕНИЕ Д

### (обязательное)

#### **Базовое взвешенное решение навигационной задачи и оценка ошибки определения местоположения с обеспечением мониторинга целостности сервиса SBAS L5**

##### **Д.1 Введение**

Д.1.1 В этом приложении описывается базовый алгоритм определения местоположения с обеспечением мониторинга целостности сервиса SBAS L5.

Межсистемные смещения шкал времени определяются на уровне потребителя путем добавления  $(N - 1)$  неизвестных в выражения, приведенные в [8], где  $N$  – число групп дополняемых спутников, имеющих одну и ту же шкалу опорного времени.

Использование параметров, передаваемых в навигационном сообщении одной из дополняемых ГНСС, для синхронизации шкал времени спутников из других ГНСС с той же шкалой опорного времени запрещено (см. приложение К). Как следствие, каждая из дополняемых ГНСС образует отдельную группу.

##### **Д.2 Базовое решение навигационной задачи сервиса SBAS L5**

Д.2.1 Ниже полагается, что НАП обрабатывает корректируемые с помощью сервиса SBAS L5 спутники из двух отдельных групп спутников  $G1$  и  $G2$ .

Базовая линеаризованная модель измерений ГНСС определяется уравнением

$$\Delta y = G \times \Delta x + \varepsilon, \quad (\text{Д.1})$$

где  $\Delta \mathbf{y}$  –  $P$ -мерный вектор, состоящий из скорректированных с помощью сервиса SBAS L5 измерений псевдодальностей  $PD_{i,corrected}$  до спутников (см. формулу (7) в 7.4) за вычетом ожидаемых дальностей до спутников (эти дальности далее именуются как вектор  $\mathbf{y}$ ), рассчитанных на основе скорректированных с помощью сервиса SBAS L5 координат этих спутников и оценки вектора  $\mathbf{x}$  местоположения и смещения часов потребителя, который определяется по формуле

$$\mathbf{x} = [x, y, z, c \cdot t_{G1}, c \cdot t_{G2-G1}] \quad (\text{Д.2})$$

или, в пользовательской задаче, по формуле

$$\mathbf{x} = [x, y, z, c \cdot t_{G1}, c \cdot t_{G2}]; \quad (\text{Д.3})$$

$P$  – число спутников, используемых в решении навигационной задачи;

$x, y, z$  – координаты потребителя, м;

$c$  – скорость света в вакууме, равная 299 792 458 м/с;

$t_{G1}$  – смещение часов приемника относительно шкалы опорного времени группы  $G1$ , с;

$t_{G2}$  – смещение часов приемника относительно шкалы опорного времени группы  $G2$ , с;

$t_{G1-G2}$  – разница смещений часов, наблюдаемая приемником, между сигналами групп  $G1$  и  $G2$  ( $t_{G1-G2} = t_{G2} - t_{G1}$ ), с;

$\Delta \mathbf{x}$  – 5-мерный вектор местоположения и смещения часов потребителя относительно вектора  $\mathbf{x}$  местоположения и смещения часов потребителя, для которого была выполнена линеаризация.

$\mathbf{G}$  – матрица наблюдений, состоящая из  $P$  вектор-строк прямой видимости от каждого спутника до  $\mathbf{x}$ , дополненные “0” или “1” для смещения часов приемника или системы относительно выбранной шкалы опорного времени, в секундах.  $i$ -ая вектор-строка относится к  $i$ -му спутнику, который



участвует в решении навигационной задачи и который может быть задан азимутальным углом  $Az[i]$  и углом места  $El[i]$ . Положительное значение азимутального угла отсчитывается по часовой стрелке от севера, а положительное значение угла места отсчитывается вверх от горизонтальной плоскости, задаваемой направлениями на север и восток;

$\varepsilon$  – это  $P$ -мерный вектор ошибок, содержащихся в векторе  $y$  ожидаемых дальностей до спутников, в метрах.

$i$ -я строка  $G_i$  матрицы наблюдений  $\mathbf{G}$  задается следующим образом:

$$G_i = \begin{bmatrix} -\cos El[i] \times \sin Az[i] & -\cos El[i] \times \cos Az[i] & -\sin El[i] & 1 & n_{i,2} \end{bmatrix}, \quad (\text{Д.4})$$

где  $n_{i,2} = 1$ , если  $i$ -й спутник входит в группу  $G2$ , и  $n_{i,2} = 0$ , если нет;

4-й элемент  $\mathbf{x}$  относится к смещению часов приемника относительно шкалы опорного времени группы  $G1$ , а 5-й элемент  $\mathbf{x}$  относится к смещению шкалы опорного времени группы  $G2$  относительно шкалы опорного времени группы  $G1$ .

Другим способом вычисления матрицы  $\mathbf{G}$  является следующий:

$$G_i = \begin{bmatrix} -\cos El[i] \times \sin Az[i] & -\cos El[i] \times \cos Az[i] & -\sin El[i] & n_{i,1} & n_{i,2} \end{bmatrix}, \quad (\text{Д.5})$$

где  $n_{i,1} = 1$ , если  $i$ -й спутник входит в группу  $G1$ , и  $n_{i,1} = 0$ , если нет;

$n_{i,2} = 1$ , если  $i$ -й спутник входит в группу  $G2$ , и  $n_{i,2} = 0$ , если нет;

4-й элемент  $\mathbf{x}$  относится к смещению часов приемника относительно шкалы опорного времени группы  $G1$ , а 5-й элемент  $\mathbf{x}$  относится к смещению часов приемника относительно шкалы опорного времени группы  $G2$ .

Оценка  $\Delta \hat{\mathbf{x}}$  по методу взвешенных наименьших квадратов ошибки определения местоположения и смещения часов потребителя может быть определена по формуле

$$\Delta \hat{\mathbf{x}} = \mathbf{S} \cdot \Delta \mathbf{y}, \quad (\text{Д.6})$$

где  $\mathbf{S}$  – матрица проекций, определяемая по формуле

$$\mathbf{S} \equiv (\mathbf{G}^T \cdot \mathbf{W} \cdot \mathbf{G})^{-1} \cdot \mathbf{G}^T \cdot \mathbf{W}; \quad (\text{Д.7})$$

$\mathbf{W}$  – весовая матрица. Базовый алгоритм подразумевает, что источники ошибок для каждого спутника некоррелированы с источниками ошибок для других спутников. Весовая матрица является диагональной и имеет следующий вид:

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} w_1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & w_2 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & w_P \end{bmatrix}; \quad (\text{Д.8})$$

$$w_i = 1 / \sigma^2[i];$$

$\sigma^2[i]$  – дисперсия остаточной ошибки измерений по  $i$ -му спутнику.

Вычисление дисперсии остаточной ошибки измерений  $\sigma^2[i]$  приведено в приложении Е.

## ПРИЛОЖЕНИЕ Е

### (обязательное)

#### Определения основных априорных и апостериорных параметров для оценки точности НАП с учетом информации СДКМ-КФД

##### Е.1 Выражения для уровней защиты сервиса SBAS L5 – решение методом наименьших квадратов

###### Е.1.1 Определение параметров HAL, VAL, HPL, VPL.

Для оценки точности определения положения потребителя априорно задаются следующие параметры:

- HAL (Horizontal Alert Limit) – радиус горизонтального круга с центром в точке истинного положения потребителя, обеспечивающий выполнение условия целостности: все отсчеты позиционирования в плоскости лежат в этом круге с вероятностью  $1-10^{-7}$  за час <sup>1)</sup>;

- VAL (Vertical Alert Limit) – половина длины вертикального отрезка в точке истинного положения потребителя, для которого выполняется условие целостности: все отсчеты позиционирования по высоте лежат на отрезке  $\{-VAL, +VAL\}$  с вероятностью  $1-10^{-7}$  за час <sup>1)</sup>.

Для оценки точности НАП с учетом информации СДКМ-КФД по результатам позиционирования оцениваются следующие апостериорные параметры, именуемые уровнями защиты:

- $HPL_{DFSBAS}$  (Horizontal Protection Level) – горизонтальный уровень защиты при двухчастотных измерениях. Равен дисперсии модели распределения истинной погрешности позиционирования по горизонтали с учетом применения информации СДКМ-КФД, при доверительном интервале «6σ» (вероятность попадания в интервал больше  $1-10^{-7}$ );

---

<sup>1)</sup> Данная вероятность определяется требованиями по целостности. При этом вероятность отказа в системах ГЛОНАСС и СДКМ-КФД априорно полагается менее  $10^{-4}$  за час.

-  $VPL_{DFSBAS}$  (Vertical Protection Level) – вертикальный уровень защиты при двухчастотных измерениях. Равен дисперсии модели распределения истинной погрешности позиционирования по вертикали с учетом применения информации СДКМ-КФД, при доверительном интервале «6 $\sigma$ » (вероятность попадания в интервал больше  $1-10^{-7}$ ).

Точность НАП с применением информации СДКМ-КФД соответствует требованиям целостности (не менее  $1-10^{-7}$ ), если выполняются условия:

$$\begin{aligned} HAL &\geq HPL_{DFSBAS}, \\ VAL &\geq VPL_{DFSBAS}. \end{aligned} \quad (E.1)$$

Ошибка решения навигационной задачи вычисляется посредством проецирования ошибок псевдодальности на область координат потребителя. HPL определяет границу горизонтальной ошибки определения местоположения данного потребителя с вероятностью, полученной из требований к целостности. Подобным образом, VPL определяет границу защиты по вертикали. Если расчетное значение HPL или VPL превышает порог срабатывания сигнализации HAL или VAL, то целостность СДКМ-КФД не достаточна для поддержания данного навигационного определения.

Е.1.2 Для оценки уровней защиты потребитель использует следующие выражения, параметры в которых применяются, как описано ниже:

$$HPL_{DFSBAS} = K_H \cdot d_{major}, \quad (E.2)$$

$$VPL_{DFSBAS} = K_V \cdot d_U, \quad (E.3)$$

где  $K_H = \begin{cases} 6,18 & \text{для режимов en route through LNAV,} \\ 6,0 & \text{для режимов LNAV/VNAV,LP,LPV;} \end{cases}$

$K_V = 5,33;$

$$d_{major} \equiv \sqrt{\frac{d_{east}^2 + d_{north}^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d_{east}^2 - d_{north}^2}{2}\right)^2 + d_{EN}^2}} - \text{неопределенность ошибки}$$

вдоль большой полуоси эллипса горизонтальной ошибки местоопределения;

$$d_{east}^2 = \sum_{i=1}^n s_{east,i}^2 \cdot \sigma[i]^2 - \text{дисперсия модельного распределения, которая}$$

задает верхнюю границу истинного распределения погрешности по оси восточного направления;

$$d_{north}^2 = \sum_{i=1}^n s_{north,i}^2 \cdot \sigma[i]^2 - \text{дисперсия модельного распределения, которая}$$

задает верхнюю границу истинного распределения погрешности по оси северного направления;

$$d_{EN}^2 = \sum_{i=1}^n s_{east,i}^2 \cdot s_{north,i}^2 \cdot \sigma[i]^2 - \text{ковариация модельного распределения вдоль}$$

осей восточного и северного направления;

$$d_U^2 = \sum_{i=1}^n s_{up,i}^2 \cdot \sigma[i]^2 - \text{дисперсия модельного распределения, которая задает}$$

верхнюю границу истинного распределения погрешности по вертикальной оси;

$s_{east,i}$  – частная производная погрешности местоопределения в восточном направлении относительно погрешности псевдодальности по  $i$ -му спутнику, который используется в решении задачи местоопределения;

$s_{north,i}$  – частная производная погрешности местоопределения в северном направлении относительно погрешности псевдодальности по  $i$ -му спутнику, который используется в решении задачи местоопределения;

$s_{up,i}$  – частная производная погрешности местоопределения в вертикальном направлении относительно погрешности псевдодальности по  $i$ -му спутнику, который используется в решении задачи местоопределения;

$\sigma[i]^2 = \sigma_{DFC}^2[i] + \sigma_{UIRE}^2[i] + \sigma_{tropo}^2[i] + \sigma_{air}^2[i]$  – дисперсия остаточной ошибки измерений по  $i$ -му спутнику;

$\sigma_{DFC}^2[i]$ ,  $\sigma_{UIRE}^2[i]$ ,  $\sigma_{tropo}^2[i]$ ,  $\sigma_{air}^2[i]$  – составляющие  $\sigma[i]^2$ , описанные ниже.

Для определения местоположения по методу наименьших квадратов по двум группам спутников  $G1$  и  $G2$ , матрица проекций  $\mathbf{S}$  определяется по формуле

$$\mathbf{S} \equiv (\mathbf{G}^T \cdot \mathbf{W} \cdot \mathbf{G})^{-1} \cdot \mathbf{G}^T \cdot \mathbf{W} = \begin{bmatrix} S_{east,1} & S_{east,2} & \cdots & S_{east,P} \\ S_{north,1} & S_{north,2} & \cdots & S_{north,P} \\ S_{up,1} & S_{up,2} & \cdots & S_{up,P} \\ S_{t_{G1},1} & S_{t_{G1},2} & \cdots & S_{t_{G1},P} \\ S_{t_{G1G2},1} & S_{t_{G1G2},2} & \cdots & S_{t_{G1G2},P} \end{bmatrix} \quad (\text{E.4})$$

или, если вектор  $\mathbf{x}$  местоположения и смещения часов потребителя определяются выражением (Д.3), то по формуле

$$\mathbf{S} \equiv (\mathbf{G}^T \cdot \mathbf{W} \cdot \mathbf{G})^{-1} \cdot \mathbf{G}^T \cdot \mathbf{W} = \begin{bmatrix} S_{east,1} & S_{east,2} & \cdots & S_{east,P} \\ S_{north,1} & S_{north,2} & \cdots & S_{north,P} \\ S_{up,1} & S_{up,2} & \cdots & S_{up,P} \\ S_{t_{G1},1} & S_{t_{G1},2} & \cdots & S_{t_{G1},P} \\ S_{t_{G2},1} & S_{t_{G2},2} & \cdots & S_{t_{G2},P} \end{bmatrix}. \quad (\text{E.5})$$

Элементы дисперсии и ковариации определяются выражением

$$\begin{bmatrix} d_{east}^2 & d_{EN} & d_{EU} & d_{ET_{G1}} & d_{ET_{G1G2}} \\ d_{EN} & d_{north}^2 & d_{NU} & d_{NT_{G1}} & d_{NT_{G1G2}} \\ d_{EU} & d_{NU} & d_U^2 & d_{UT_{G1}} & d_{UT_{G1G2}} \\ d_{ET_{G1}} & d_{NT_{G1}} & d_{UT_{G1}} & d_{T_{G1}}^2 & d_{T_{G1}T_{G1G2}} \\ d_{ET_{G1G2}} & d_{NT_{G1G2}} & d_{UT_{G1G2}} & d_{T_{G1}T_{G1G2}} & d_{T_{G1G2}}^2 \end{bmatrix} = (\mathbf{G}^T \cdot \mathbf{W} \cdot \mathbf{G})^{-1} \quad (\text{E.6})$$

или, если вектор  $\mathbf{x}$  местоположения и смещения часов потребителя определяются выражением (Д.3), то по формуле

$$\begin{bmatrix} d_{east}^2 & d_{EN} & d_{EU} & d_{ET_{G1}} & d_{ET_{G2}} \\ d_{EN} & d_{north}^2 & d_{NU} & d_{NT_{G1}} & d_{NT_{G2}} \\ d_{EU} & d_{NU} & d_U^2 & d_{UT_{G1}} & d_{UT_{G2}} \\ d_{ET_{G1}} & d_{NT_{G1}} & d_{UT_{G1}} & d_{T_{G1}}^2 & d_{T_{G1}T_{G2}} \\ d_{ET_{G2}} & d_{NT_{G2}} & d_{UT_{G2}} & d_{T_{G1}T_{G2}} & d_{T_{G2}}^2 \end{bmatrix} = (\mathbf{G}^T \cdot \mathbf{W} \cdot \mathbf{G})^{-1}. \quad (\text{E.7})$$

## Е.2 Дисперсия остаточных ошибок дифференциальных поправок сервиса SBAS L5

Е.2.1 Величина  $\sigma_{DFC}^2[i]$  – модельная дисперсия остаточной ошибки дифференциальной поправки, вычисляемая по формуле (14), приведенной в 7.6.

## Е.3 Дисперсия остаточных ошибок ионосферных поправок

Е.3.1 Величина  $\sigma_{UIRE}[i]$  – среднеквадратическое отклонение нормального распределения с нулевым средним, описывающего модель ионосферных остаточных ошибок (включая ионосферные эффекты высших порядков, эффекты рефракционного удлинения и рефракционного пространственного разнесения траекторий сигналов с различными несущими частотами, эффекты избыточной полной концентрации электронов в столбе) при применении ионосферосвободных двухчастотных комбинаций.

## Е.4 Дисперсия ошибок бортового приемника

Е.4.1 Величина  $\sigma_{air}^2[i]$  – модельная дисперсия бортовой погрешности  $i$ -го спутника.

## Е.5 Дисперсия остаточных ошибок тропосферных поправок

Е.5.1 Величина  $\sigma_{tropo}[i]$  – среднеквадратическое отклонение нормального распределения с нулевым средним, описывающего модель тропосферных остаточных ошибок.

Е.5.2 Более полное описание параметров  $\sigma_{DFC}^2[i]$ ,  $\sigma_{UDRE}^2[i]$ ,  $\sigma_{air}^2[i]$ ,  $\sigma_{tropo}^2[i]$  приведено в [13].



## ПРИЛОЖЕНИЕ Ж

### (обязательное)

## Обнаружение неисправностей с помощью мониторинга целостности сервиса SBAS L5

### Ж.1 Введение

Ж.1.1 В данном приложении описывается алгоритм обнаружения неисправностей, который должен использоваться при обеспечении мониторинга целостности сервиса SBAS L5. Он основан на применении критерия хи-квадрат к решению задачи местоопределения на основе сервиса SBAS L5.

### Ж.2 Обнаружение неисправностей при мониторинге целостности

Ж.2.1 Статистика хи-квадрат  $\chi^2$  для решения задачи местоопределения на основе сервиса SBAS L5 задается следующим выражением:

$$\chi^2 = \Delta \mathbf{y}^T \cdot (\mathbf{W} - \mathbf{W} \cdot \mathbf{G} \cdot \mathbf{S}) \cdot \Delta \mathbf{y}, \quad (\text{Ж.1})$$

где  $\Delta \mathbf{y}$  –  $P$ -мерный вектор, состоящий из скорректированных с помощью сервиса SBAS L5 измерений псевдодальностей за вычетом ожидаемых дальностей до спутников, рассчитанных на основе скорректированных с помощью сервиса SBAS L5 координат этих спутников и оценки местоположения и смещения часов потребителя;

$P$  – число спутников, участвующих в решении задачи местоопределения;

$\mathbf{W}$  – весовая матрица, вычисляемая по формуле (Д.8);

$\mathbf{G}$  – матрица наблюдений, вычисляемая по формуле (Д.4) или (Д.5);

$\mathbf{S}$  – матрица проекций, вычисляемая по формуле (Д.7).

Порог определения  $T_{\chi^2}$  задается следующим выражением:

$$F(T_{\chi^2}, P-3-N) = 1 - P_{FA}, \quad (\text{Ж.2})$$

где  $F(u, d)$  – интегральная функция распределения хи-квадрат с  $d$  степенями свободы;

$P$  – число спутников, участвующих в решении задачи местоопределения;

$N$  – число групп дополняемых спутников, которые имеют одну и ту же шкалу опорного времени и используются в решении задачи местоопределения;

$P_{FA}$  – вероятность ложной тревоги в автономном тесте на неисправность.

Для авиационного навигационного оборудования ложное обнаружение неверного измерения допустимо с вероятностью меньше или равной  $10^{-5}$  в течение одного часа полета, что соответствует величине  $P_{FA}=3.33 \times 10^{-7}$ .

Если  $\chi^2 > T_{\chi^2}$ , то значения  $HPL_{DFSBAS}$  и  $VPL_{DFSBAS}$  считаются недостоверными, и должна сработать сигнализация в течение времени срабатывания сигнализации (ТТА) для текущей операции, если неисправность не может быть устранена.

## ПРИЛОЖЕНИЕ И

### (обязательное)

#### Основные принципы обеспечения целостности

И.1 Настоящее приложение дополняет приложение S стандарта [8] описанием мониторинга целостности сервиса SBAS L5.

Рисунок И.1 показывает, как применяются поправки к псевдодальности при обеспечении мониторинга целостности сервиса SBAS L5 и решении задачи местоопределения.

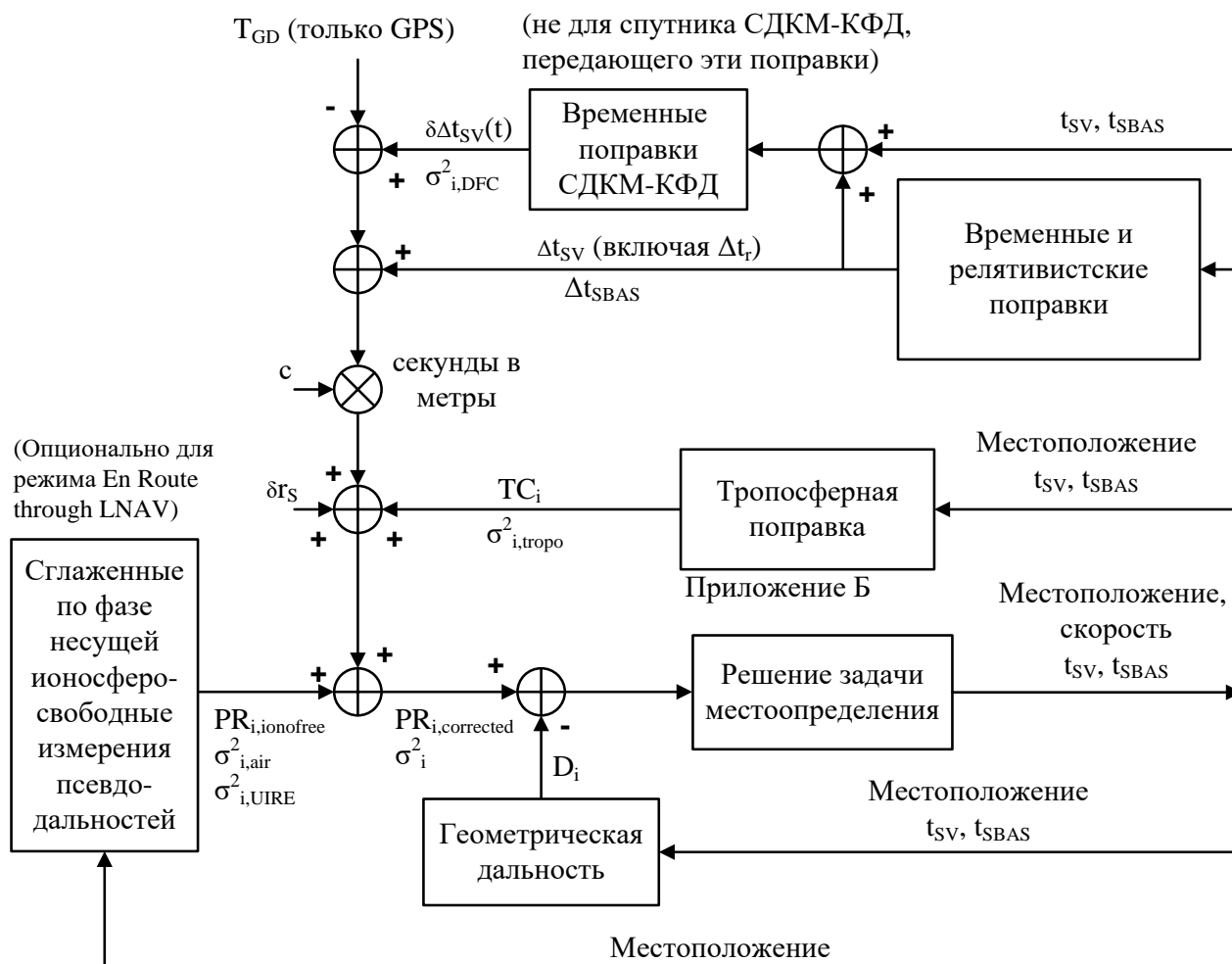


Рисунок И.1 – Схема применения поправок СДКМ-КФД

На рисунках И.2 и И.3 показан алгоритм обработки принятых DFREI и DFRECI и вычисления  $\sigma_{DFC}$ .

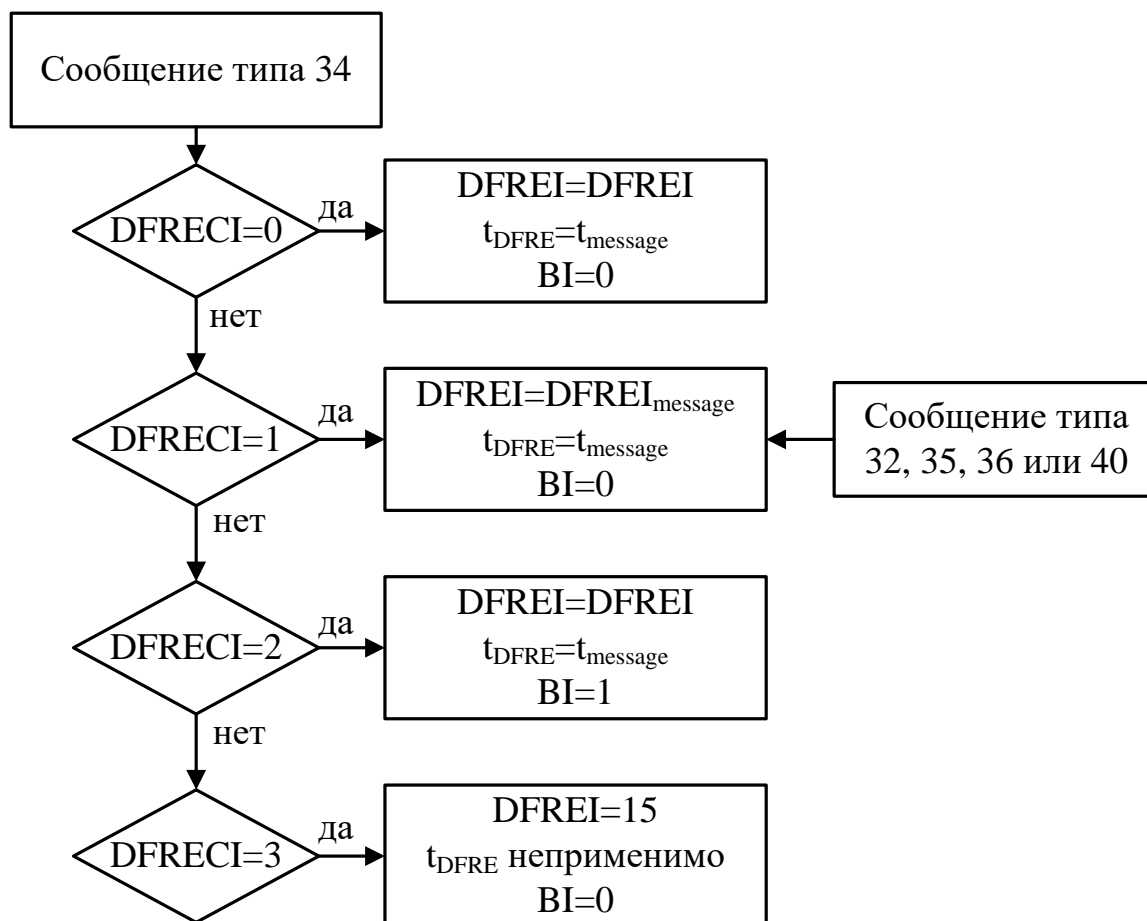


Рисунок И.2 – Обработка DFREI и DFRECI

Пояснения к рисунку И.2:

- $t_{SV}$  (или  $t_{SBAS}$ ) – момент излучения сигнала по ШВ этого сигнала;
- для каждого спутника хранятся значения: DFREI,  $t_{DFRE}$ , BI, где BI – индикатор увеличения DFREI на единицу. BI = 1, если DFRECI = 2 (см. 7.3.1), и BI = 0, в остальных случаях;
- если  $DFREI + BI \leq 14$ , то  $\sigma_{DFRE}$  берется из таблицы DFREI (см. таблицу 14) из строки с номером (DFREI+BI);
- если  $DFREI + BI \geq 15$ , то спутник не должен использоваться;
- $t_{message}$  обозначает момент, когда последний бит сообщения поступает на вход приемной антенны.

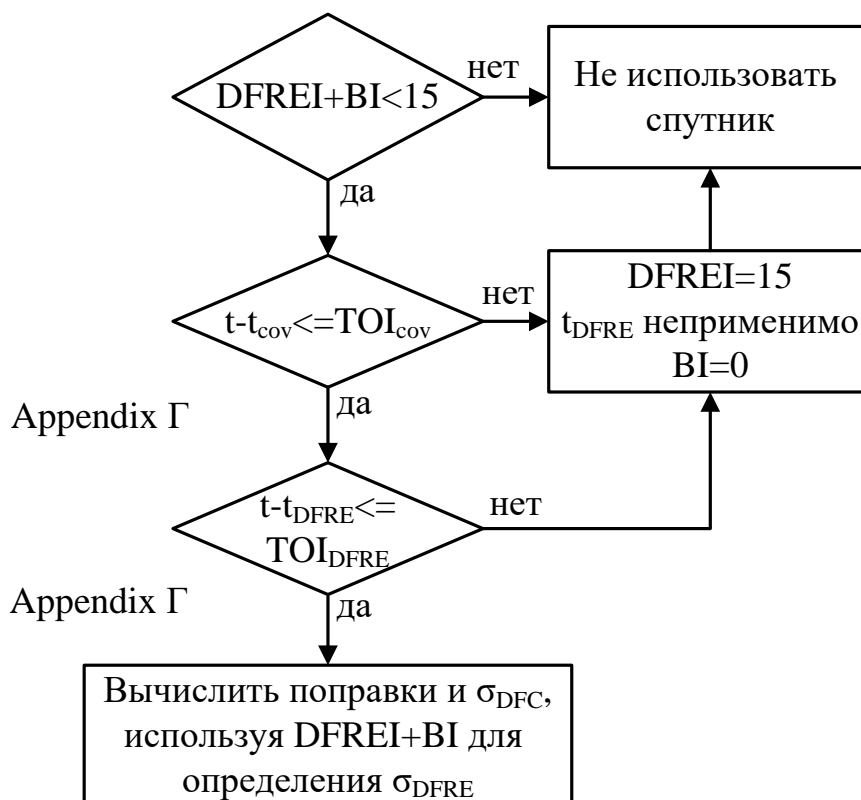


Рисунок И.3 – Вычисление  $\sigma_{DFC}$

Пояснения к рисунку И.3:

- временные отметки КИ и ИЦ должны вычисляться на каждом интервале, на котором спутник используется в режиме целостности сервиса SBAS L5;
- может потребоваться хранить отдельные значения  $DFREI$ ,  $t_{DFRE}$  и  $BI$  для горизонтальных и вертикальных операций;
- $t_{cov}$  – это момент приема ковариационной матрицы из сообщения типа 32 (или сообщения типа 40 для передающего спутника СДКМ-КФД);
- $TOI_{cov}$  – это интервал действия ковариационной матрицы, полученной из сообщения типа 32 (или сообщения типа 39/40 для передающего спутника СДКМ-КФД);
- $TOI_{DFRE}$  – это интервал действия ИЦ ( $DFREI$  или  $DFRECI$ ) для заданной операции.

На рисунке И.4 представлен алгоритм использования параметров КИ и ЦИ системы СДКМ-КФД при использовании мониторинга целостности сервиса SBAS L5.

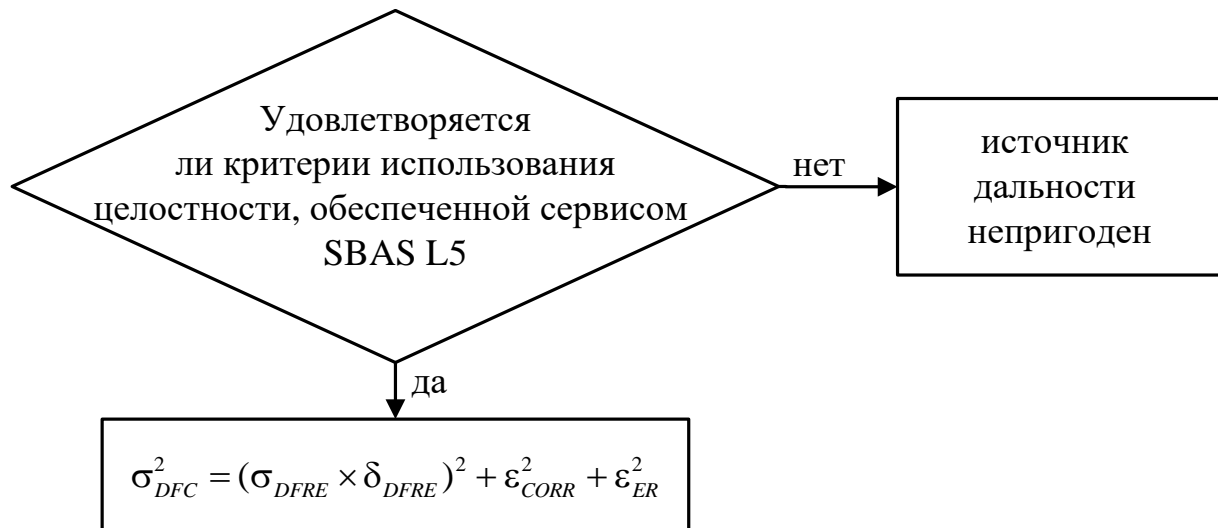


Рисунок И.4 – Выбор спутника СДКМ-КФД и вычисление  $\sigma_{DFC}$

Примечание – Поправки в сообщении типа 32 не передаются спутником СДКМ-КФД для самого себя, но передаются для других спутников, которые мониторятся системой СДКМ-КФД.

На рисунке И.5 изображен алгоритм вычисления геометрической дальности.

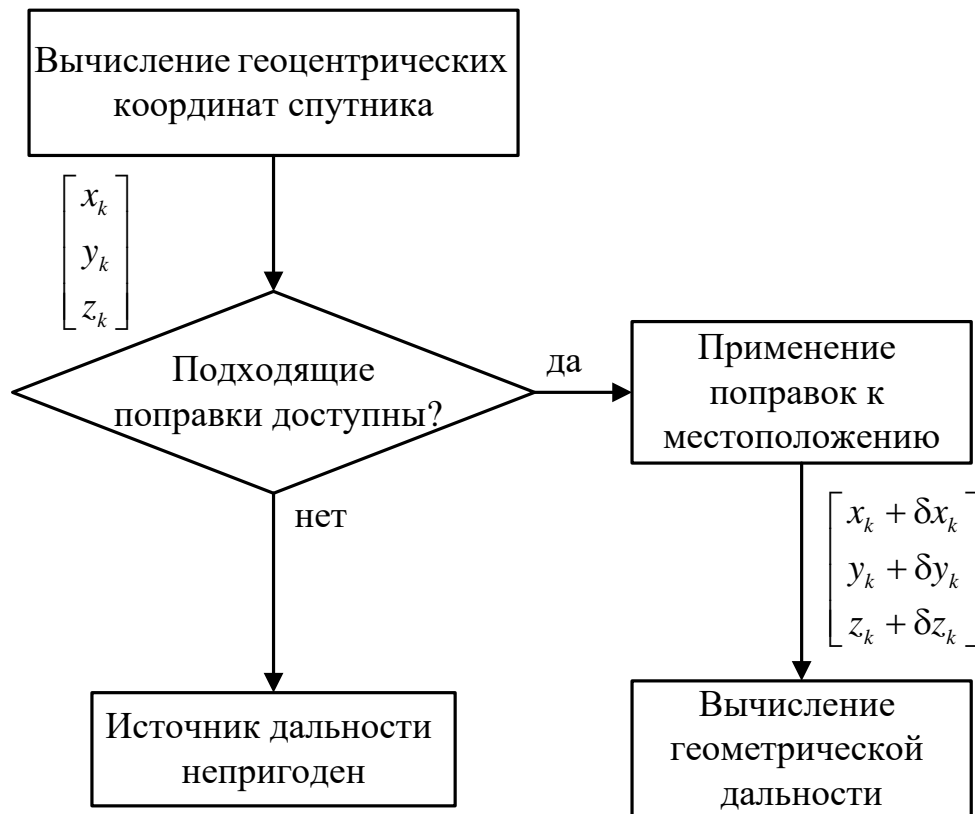


Рисунок И.5 – Вычисление геометрической дальности с использованием поправок сервиса SBAS L5

Примечание – Поправки требуются для всех спутников СДКМ-КФД кроме того спутника, который передает эти поправки.

На рисунке И.6 изображено вычисление местоположения и уровней защиты при использовании мониторинга целостности, обеспеченного сервисом SBAS L5.

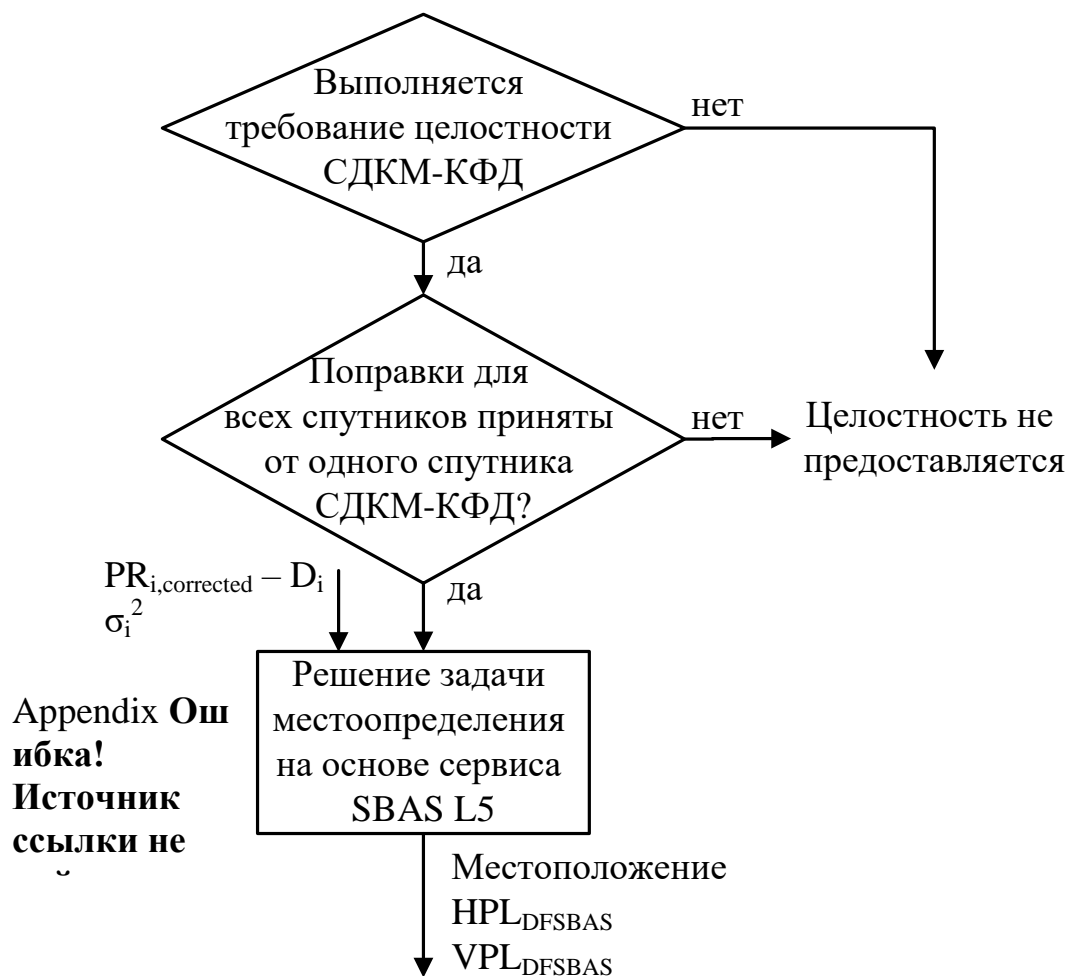


Рисунок И.6 – Решение задачи местоопределения (с использованием поправок сервиса SBAS L5)



**ПРИЛОЖЕНИЕ К****(обязательное)****Запрещенные параметры дополняемой ГНСС**

К.1 Настоящее приложение определяет для каждой дополняемой ГНСС те параметры, которые запрещено использовать в навигационной аппаратуре, использующей данные SBAS L5.

В настоящее время провайдеры систем GPS и Galileo определили перечень параметров, которые нельзя использовать, поскольку они входят в противоречие с параметрами SBAS L5. Для систем ГЛОНАСС и BDS запрещенные параметры не определены.

Примечание – Любой параметр, который не указан в настоящем приложении, может использоваться в НАП. Это не означает, что НАП должна использовать все эти параметры.

Запрещенные параметры GPS и Galileo приведены в таблицах К.1 и К.2.

Таблица К.1 – Перечень запрещенных параметров GPS

Symbol	Parameter name	L1 LNAV subframe	L5 CNAV message
ISF	Integrity Status Flag	All	10
AODO	Age Of Date Offset	2	—
NMCT	Navigation Message Correction Table	4 (page 13)	—
L2	L2 Signal Health	—	10
ISC <sub>L5I5</sub>	Inter-Signal Correction L5-I5	—	30
ISC <sub>L2C</sub>	Inter-Signal Correction L2C	—	30
—	Earth Orientation Parameters (EOP)	—	32
—	Differential corrections	—	34, 13 и 14
—	GPS/GNSS Time Offset (GGTO) parameters	—	35

Таблица К.2 – Перечень запрещенных параметров Galileo

Symbol	Parameter name	E1 I/NAV word	E5a F/NAV page
—	GPS to Galileo System Time Conversion and Parameters	10	4

## ПРИЛОЖЕНИЕ Л

### (обязательное)

#### Дополнительные материалы и сведения

Л.1 Необходимо различать понятия «зона действия СДКМ-КФД» и «зона обслуживания СДКМ-КФД в пределах зоны действия СДКМ-КФД».

Зона действия СДКМ-КФД определяется областью, в которой пользователь принимает сигнал от ГСО-спутника СДКМ-КФД или получает ту же информацию СДКМ-КФД по наземным каналам связи.

Зона обслуживания СДКМ-КФД в пределах зоны действия СДКМ-КФД определена границами одной или нескольких, возможно не пересекающихся, областей, в пределах которых сервис-провайдер (т.е. организация, эксплуатирующая СДКМ-КФД) предоставляет доступ к функциям СДКМ-КФД для проведения НАП навигационной операции и обеспечивает требуемую точность и достоверность навигации.

На рисунке Л.1 показаны зоны обслуживания для пяти SBAS-систем:

- широкозонной системы функционального дополнения WAAS;
- европейской системы навигационного обслуживания EGNOS;
- японской спутниковой системы функционального дополнения MSAS;
- индийской спутниковой системы функционального дополнения GAGAN;
- российской спутниковой системы функционального дополнения СДКМ-КФД.

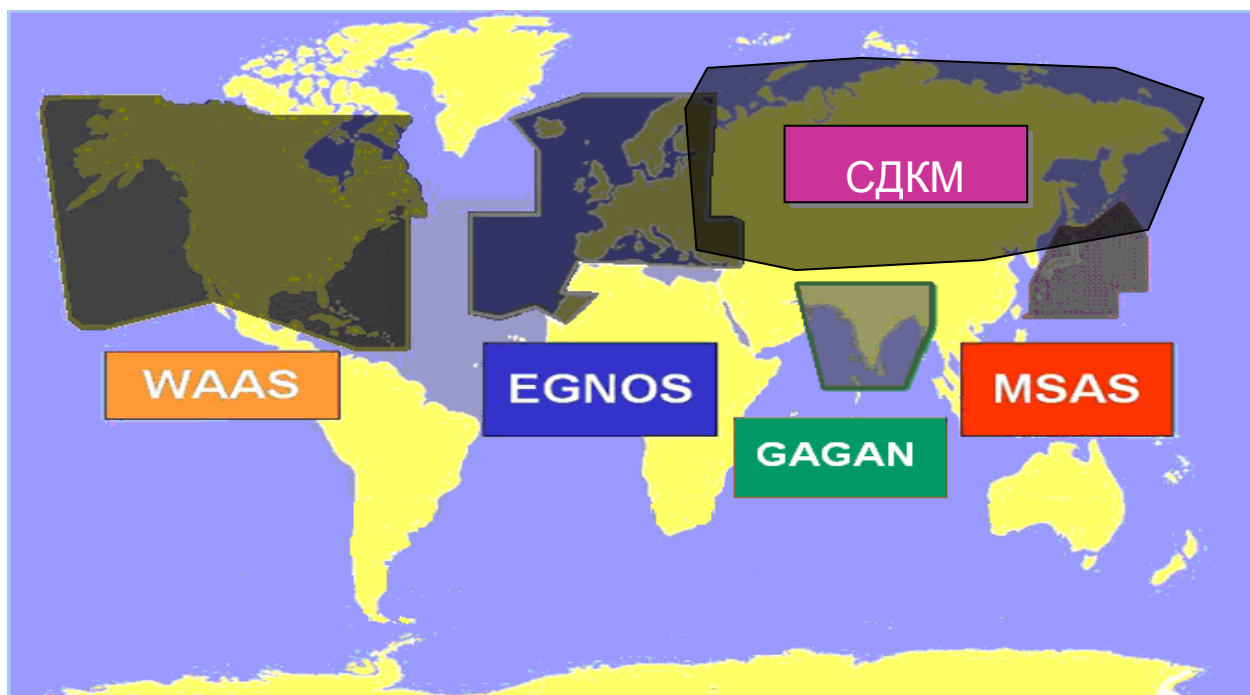


Рисунок Л.1 – Зоны обслуживания SBAS-систем

В настоящее время функции MSAS осуществляются спутниками системы QZSS.

## Перечень принятых сокращений

БШВ	– бортовая шкала времени
ГНСС	– глобальная навигационная спутниковая система
ГСО	– геостационарная орбита
ИКД	– интерфейсный контрольный документ
ИЦ	– информация целостности (радионавигационного поля ГНСС)
КА	– космический аппарат
КЗиК	– комплекс закладки и контроля
КИ	– корректирующая информация (поправки к эфемеридам и ЧВП)
КФД	– комплекс функциональных дополнений
МДВ	– московское декретное время
МКСП	– многофункциональная космическая система ретрансляции
НАП	– навигационная аппаратура потребителя (пользователя)
НКА	– навигационный космический аппарат
ПКА	– подсистема космических аппаратов
ПКУ	– наземная подсистема контроля и управления
ПСП	– псевдослучайная последовательность
СДКМ	– система дифференциальной коррекции и мониторинга
ССИ	– станция сбора измерений
ЦДКМ	– центр дифференциальной коррекции и мониторинга
ЦИ	– цифровая информация
ЦК	– циклический код (CRC)
ЧВП	– частотно-временные поправки
ШВ	– шкала времени
ШВС	– шкала времени системы
ЭВИ	– эфемеридно-временная информация
BDS	– BeiDou Navigation Satellite System
BI	– bump indicator (индикатор увеличения DFREI на единицу)
BPSK	– binary phase shift keying (двухпозиционная фазовая манипуляция)
CRC	– cyclic redundancy check
DFMC	– dual frequency, multi-constellation (двухчастотный многосистемный)
DFRE	– dual frequency range error (ошибка двухчастотного измерения дальности)
DFRECI	– dual frequency range error change indicator (индикатор изменения ошибки двухчастотного измерения дальности)
DFREI	– dual frequency range error indicator (индикатор ошибки двухчастотного измерения дальности)
GEO	– geostationary earth orbit (геостационарная орбита)
HAL	– horizontal alert limit (горизонтальный порог тревоги)
HEO	– high earth orbit (высокая околоземная орбита)

HPL	– horizontal protection level (горизонтальный уровень защиты)
ICAO	– International Civil Aviation Organization (Международная Организация Гражданской Авиации, ИКАО)
IGSO	– inclined geosynchronous orbit (наклонная геосинхронная орбита)
IOD	– issue of data (идентификатор информации)
IODC	– идентификатор данных о часах спутников
IODE	– идентификатор данных об эфемеридах спутников
IODG	– issue of data GEO, идентификатор, связывающий сообщения типа 39 и 40
IODM	– issue of data Mask, идентификатор маски спутников
LNAV	– lateral navigation (навигация с контролем бокового отклонения)
LP	localizer performance without vertical guidance (посадка без контроля по высоте)
LPV	localizer performance with vertical guidance (посадка с контролем по высоте – новый тип точной посадки с контролем по высоте, объединяющий два режима: APV-I и APV-II)
MEO	– medium earth orbit (средняя околоземная орбита)
MT	– message type (тип сообщения)
MT I	– сообщение типа I
NPA	– non-precision approach (грубый заход на посадку)
PA	– precision approach (точный заход на посадку)
RTCA	– Radio Technical Commission for Aeronautics (комиссия по авиационным радиотехническим средствам)
RTCM	– Radio Technical Commission for Maritime Services Special Committee (радиотехническая комиссия Специального комитета морской службы США)
SARPs	– standards and recommended practices (стандарты и рекомендуемые правила)
SBAS	– satellite-based augmentation system (спутниковая система функционального дополнения)
SNT	– SBAS network time (сетевое время SBAS)
SV	– space vehicle (космический аппарат)
TTA	– time to alert (время срабатывания сигнализации)
UTC	– universal time coordinated (всемирное координированное время)
UTC(SU)	– universal time coordinated (SU) (всемирное координированное время государственного стандарта Российской Федерации)
VAL	– vertical alert limit (вертикальный порог тревоги)
VNAV	– vertical navigation (навигация с контролем по высоте)
VPL	– vertical protection level (уровень защиты по вертикали)

## Список использованных источников

1 Система дифференциальной коррекции и мониторинга СДКМ. Интерфейсный контрольный документ. Радиосигналы и состав цифровой информации функционального дополнения системы ГЛОНАСС, редакция 1.0. 2012, Москва.

2 Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Навигационный радиосигнал открытого доступа с кодовым разделением в диапазоне L1, редакция 1.0. 2016, Москва.

3 Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Навигационный радиосигнал открытого доступа с кодовым разделением в диапазоне L3, редакция 1.0. 2016, Москва.

4 Международные стандарты и Рекомендуемая практика (SARPs) Приложение 10 к Конвенции о международной гражданской авиации «Авиационная электросвязь», том 1, «Радионавигационные средства», ИКАО, изд. 7, июль 2018 г., включая поправку 92 к тому 1 Приложения 10 от 05.11.2020 г

5 Wide Area Augmentation System (SBAS), Federal Aviation Administration Specification, FAA-E-2892B – U.S. Department of transportation, September 1999.

6 Minimum Operational Performance Standards for Airborne Supplemental Navigation Equipment Using Global Positioning System (GPS) - Document NO. RTCA/DO-208, Washington, 1991.

7 Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification - Document NO. RTCA/DO-178B, Washington, 1992.

8 Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System / Wide Area Augmentation System Airborne Equipment - Document NO. RTCA/DO-229E, Washington, 2016.

9 Global positioning systems directorate. Systems engineering & integration. Interface specification. IS-GPS-200. Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces, April, 2018.

10 European GNSS (Galileo) open service. Signal-in-space. Interface control document. OS SIS ICD, Issue 1.3, December 2016.

11 BeiDou Navigation Satellite System. Signal In Space. Interface Control Document. BDS-SIS-ICD-B1C-1.0. Open Service Signal B1C (Version 1.0). China Satellite Navigation Office. December, 2017.

12 Интернет ресурс <https://structure.mil.ru/files/pz-90.pdf>.

13 Minimum operational performance standard for Galileo/Global positioning system/Satellite-based augmentation system airborne equipment – Document NO.ED-259, EUROCAE, France, 2018.