

Пространство аномалий сигналов ГЛОНАСС L1/L2OF и L1/L3OC согласно модели аномалий ИКАО

Р. А. Невзоров, к. т. н., contact@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Определение пространства аномалий сигналов ГЛОНАСС необходимо для работы монитора качества сигналов, входящего в состав станции, формирующей дифференциальные поправки по этим сигналам. Для учета аномальных воздействий на сигнал используется модель, рекомендованная ИКАО. Пороги наличия аномалий определены согласно устоявшимся предельным ошибкам дифференциальных измерений. Измерительный тракт навигационного приемника станции представлен последовательным соединением предкорреляционного фильтра, включающего антенну, и коррелятора следящей системы, по дискриминатору которой оценивается ошибка, порожденная аномалией. Рассмотрены 4 типа фильтров с их численными параметрами и несколько значений ширины дискриминационной характеристики, что позволило получить результаты воздействия аномалии для 84 вариантов конфигурации тракта по каждому сигналу. Максимальный диапазон изменения значений параметров модели среди всех вариантов, когда ошибка превышала порог, определил искомое пространство аномалий каждого сигнала. Заключено, что чем шире спектр сигнала, тем меньше его пространство аномалий. Представленный путь определения пространства аномалий применим для других сигналов навигационных систем.

Ключевые слова: пространство аномалий, модель аномалий, ГЛОНАСС, SQM, EWF, ИКАО

Threat Space of L1/L2OF and L1/L3OC GLONASS Signals in Accordance with ICAO Threat Model

R. A. Nevzorov, *Cand. Sci. (Engineering)*, contact@spacecorp.ru

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. Determining the GLONASS signal threat space is necessary for the operation of the signal quality monitor, which is a part of the station that generates differential corrections for these signals. To account for the threat effects on the signal, known as the Evil Waveform (EWF), a model recommended by ICAO is used. The thresholds for the EWF detection are determined according to the established limiting errors of differential measurements. The measuring path of the navigation receiver of the station is represented by a serial connection of a pre-correlation filter, including an antenna, and a tracking loop correlator, the discriminator of which is used to estimate the EWF error. Four types of filters with their numerical parameters and several values of the discrimination S-curve width are considered, which made it possible to obtain the results of the EWF impact for 84 variants of the path configuration for each signal. The maximum range of change in the values of the model parameters among all options, when the error exceeded the threshold, determined the desired threat space for each signal. It is concluded that the wider the signal spectrum, the smaller is its threat space. The presented way of determining the threat space is applicable to other signals of navigation systems.

Keywords: Threat space, threat model, GLONASS, SQM, EWF, ICAO

Введение

Навигация воздушных судов в зонах аэропортов с помощью GNSS подразумевает удовлетворение повышенных требований к ее точности, целостности, доступности и непрерывности. Для этого, с одной стороны, стремятся увеличить количество одновременных измерений путем использования как можно большего количества навигационных сигналов, привлекая большее количество навигационных систем, а с другой стороны — стремятся повысить их точность путем использования их дополнений типа SBAS и GBAS, обеспечивающих режим дифференциальной навигации.

В дифференциальном режиме за счет известных координат опорной станции формируются оценки систематических ошибок ее измерений, что позволяет передавать эти оценки в качестве дифференциальных поправок для приема на воздушных судах, находящихся в окрестностях этой станции. Прием этих поправок позволяет корректировать измерения, т.е. исключать систематические ошибки измерений приемника воздушного судна, тем самым повышая точность оценивания его координат.

Однако имеется тип систематических ошибок, которые не удается исключить таким путем. Это ошибки, обусловленные неполадками на борту спутника, и по влиянию на сигнал образно воспринимаемые как результат воздействия некой злой волны — Evil Waveform (EWF). Особенностью этих ошибок является то, что они зависят от характеристик измерительного тракта приемника, а именно от ширины пропускания его радиочастотного тракта и ширины дискриминационной характеристики коррелятора его следящей системы. Обычно измерительный тракт опорной станции, вырабатывающей дифференциальные поправки, отличается от измерительного тракта приемника, использующего эти поправки. Поэтому измерения станции и приемника будут содержать неодинаковые ошибки, обусловленные EWF, а, соответственно, дифференциальные поправки станции будут вносить в измерения приемника необнаруженную дифференциальную погрешность. Измерения, ошибки которых превышают заданный порог — Minimum Error Range Residual (MERR) [1], называются ошибочной информацией — Misleading Information (MI) [1]. Обнаруже-

ние MI, согласно концепции ИКАО, является задачей монитора качества сигнала — Signal Quality Monitor (SQM) [1].

Для оценивания работы SQM предложена одобренная ИКАО модель аномалий — Threat Model (TM), моделирующая искажения, порождаемые EWF, величина которых определяется значениями параметров TM. Область значений параметров TM, приводящих к ошибкам дифференциальных измерений, превышающим MERR, называется пространством аномалий — Threat Space (TS).

Определение пространства аномалий для сигналов ГЛОНАСС L1/L3OC и L1/L2OF необходимо для настройки на них SQM ввиду того, что ИКАО запланировало их использовать для гражданской авиации.

Определение значения MERR

Значение MERR для неподвижных приемников, использующих двухчастотные измерения, пропорционально ошибке дифференциальной дальномерной поправки — User Differential Range Error (UDRE) [2]:

$$\text{MERR} = \frac{5,33}{3,29} \times \text{UDRE}.$$

В этом случае значение MERR выбирается из таблицы, приведенной в [2], часть которой представлена табл. 1.

Таблица 1. Значения MERR для заданных значений UDRE

UDRE Index (UDREI)	UDRE	MERR for Dual Frequency Users
3	1,75	2,83
4	2,25	3,64
5	3,00	4,86

Связь MERR с максимально допустимыми дифференциальными ошибками в диапазонах L1 и L2, L3, соответственно ERR1 и ERR2, определяется исходя из формирования измерения псевдодальности, не содержащего ионосферную задержку, а также предположения, что рассматриваемые

аномалии не возникают в этих диапазонах одновременно [2]:

$$\begin{aligned} \text{MERR} &= \frac{\gamma}{\gamma - 1} \text{ERR1} \text{ для диапазона L1,} \\ \text{MERR} &= \frac{1}{\gamma - 1} \text{ERR2 для диапазонов L2, L3.} \end{aligned}$$

Формула для γ , согласно ICD-GPS-200C, имеет вид:

$$\gamma = (f_{L1}/f_{L2,L3})^2.$$

Поэтому оценивание максимально допустимых дифференциальных ошибок происходит по формулам:

$$\begin{aligned} \text{ERR1} &= \frac{\gamma - 1}{\gamma} \times \text{MERR}, \\ \text{ERR2} &= (\gamma - 1) \times \text{MERR}. \end{aligned}$$

Значения γ отличаются для сигналов разных частот. Этим отличием здесь можно пренебречь и считать, что значения коэффициентов $(\gamma - 1)/\gamma$ и $(\gamma - 1)$ примерно равны соответственно 0,4 и 0,7. После умножения этих коэффициентов на выбранное из табл. 1 значение MERR, равное 3,64 м, получаются следующие значения дифференциальных ошибок:

$$\begin{aligned} \text{ERR1} &= 0,4 \times 3,64 = 1,46, \\ \text{ERR2} &= 0,7 \times 3,64 = 2,55. \end{aligned}$$

Для обеспечения запаса по точности полученные значения округляются до 1 и 2 метров. В итоге установлены следующие значения максимально допустимых дифференциальных ошибок в диапазонах L1 и L2, L3:

$$\text{ERR1} = 1 \text{ м, } \text{ERR2} = 2 \text{ м.}$$

Модель аномалий, принятая ИКАО

Дифференциальные ошибки, порождаемые EWF, зависят от того, как искажена корреляционная функция принятого сигнала. Принято выделять три варианта такого искажения [1].

- 1). *Мертвые зоны.* При потере корреляционной функцией своего пика дискриминационная характеристика приобретает плоский участок, называемый мертвой зоной, Dead Zone (DZ). Если точки слежения за сигналом на опорном

приемнике и на воздушном судне соответствуют разным точкам DZ, то это может привести к MI.

- 2). *Ложные пики.* Если опорный приемник и приемник на воздушном судне отслеживают разные пики, то может иметь место MI.
- 3). *Искажения.* Если искажен корреляционный пик, а ширина дискриминационных характеристик в опорном приемнике и на воздушном судне разная, то возможно появление MI.

Эти три вышеперечисленных варианта искажения корреляционной функции могут быть сформированы с помощью модели аномалий, принятой ИКАО для оценивания работы SQM.

Модель аномалий, предлагаемая ИКАО для GPS и ГЛОНАСС, состоит из трех частей: ТМ-А, ТМ-В и ТМ-С [1].

ТМ-А представляется дальномерным кодом моделируемого сигнала, у которого задний фронт каждого положительного символа либо опережает, либо отстает относительно правильного времени окончания этого символа, что позволяет моделировать неисправность блока навигационных данных спутника (NDU). Модель имеет единственный параметр Δ , показывающий опережение или отставание заднего фронта относительно длительности символа. Параметр $\Delta < 0$ при опережении фронта и $\Delta > 0$ при его отставании. Значения параметра для ГЛОНАСС находятся в пределах: $-0,11 \leq \Delta \leq 0,11$. В этих пределах ТМ-А формирует описанные выше мертвые зоны. Вероятность получения MI при опережении/отставании переднего фронта является такой же, как и для заднего фронта.

ТМ-В вводит амплитудную модуляцию и имитирует деградацию аналогового компонента спутника, что выражается сигналом на выходе системы второго порядка, на вход которой подается номинальный кодовый сигнал. Деградация описывается линейной системой, имеющей пару комплексно сопряженных полюсов: $-\sigma \pm j2\pi f_d$, где σ — коэффициент затухания в Мнепер/с, а f_d — резонансная частота в МГц. Значения σ и f_d для сигнала ГЛОНАСС L1OF, согласно [1], заключены в пределах: $2 \leq \sigma \leq 8$ и $10 \leq f_d \leq 20$. Единичная

переходная характеристика этой системы второго порядка описывается выражением:

$$h(t) = \begin{cases} 0, & t < 0 \\ 1 - \exp(-\sigma t) \times \\ \times \left[\cos(2\pi f_d t) + \frac{\sigma}{2\pi f_d t} \sin(2\pi f_d t) \right], & t \geq 0 \end{cases}.$$

ТМ-С включает в себя одновременное воздействие как ТМ-А, так и ТМ-В.

Представление измерительного тракта приемника

Измерительный тракт приемника представляется как последовательное соединение предкорреляционного фильтра, включающего в себя антенну, и коррелятора следящей системы, по дискриминатору которой находится ошибка, порожденная EWF [2].

В качестве дискриминатора рассматривается Early-Minus-Late (EML) дискриминатор, который применяется в гражданской авиации, как для бортовых, так и для опорных приемников [1].

Также, чтобы учесть это множество используемых приемников, рассматриваются четыре предкорреляционных фильтра [2], удовлетворяющие требованиям ИКАО к максимальной дифференциальной групповой задержке, которая не должна превышать 150 нс [1]:

- фильтр 1 — фильтр Баттерворта 6-го порядка;
- фильтр 2 — фильтр резонаторного типа с постоянной групповой задержкой, равной нулю, и с постоянной и равной нулю ФЧХ;
- фильтр 3 — фильтр резонаторного типа с «вогнутой» групповой задержкой, дифференциальный максимум которой равен 150 нс;
- фильтр 4 — фильтр с АЧХ, как у фильтра Баттерворта 6-го порядка, и с ФЧХ, как у фильтра Баттерворта минимального порядка, при котором максимум дифференциальной групповой задержки достигает 150 нс.

Дифференциальная групповая задержка согласно [1] определяется формулой

$$d\tau_g(f) = \left| \frac{d\phi}{d\omega}(f_0) - \frac{d\phi}{d\omega}(f) \right|,$$

где f_0 — центральная частота полосового предкорреляторного фильтра;

f — любая частота в пределах полосы 3 дБ предкорреляторного фильтра;

ϕ — фазовая характеристика предкорреляторного полосового фильтра;

$$\omega = 2\pi f.$$

Фильтр 2 представляется АЧХ, равной 1 в пределах полосы пропускания и имеющей внеполосное ослабление -24 дБ/октава [2]. Односторонняя полоса пропускания задается частотой среза

$$\Delta f = f_c - f_0,$$

что позволяет представить внеполосное ослабление в следующем виде:

$$\beta = 20 \cdot \log(\exp(\alpha \cdot \Delta f)),$$

где α — требующий определения показатель экспоненты.

Определение при известном β производится по формуле

$$\alpha = 1/\Delta f \cdot \ln(10^{\beta/20}).$$

Теперь ослабленную амплитуду сигнала $Y(f)$ вне полосы пропускания фильтра можно выразить произведением спектра сигнала и АЧХ фильтра:

$$Z(f) = Y(f) \cdot \exp(\alpha \cdot (f - f_c)).$$

АЧХ фильтра 3 совпадает с АЧХ фильтра 2. ФЧХ фильтра 3 является интегралом групповой задержки сигнала [6]:

$$\phi(\omega) = -2\pi \int_f \tau_g(f) df.$$

Групповую задержку фильтра 3 можно описать следующей формулой:

$$\tau_g(f) = \begin{cases} \frac{150 \text{ нс}}{f_c^2} \cdot f^2, & f \leq f_c \\ 150 \text{ нс} - \frac{150 \text{ нс} - 125 \text{ нс}}{30 \text{ МГц} - 12 \text{ МГц}} \times \\ \times (f - f_c) \cdot \frac{12 \text{ МГц}}{f_c}, & f > f_c \end{cases}.$$

ФЧХ фильтра 4 является ФЧХ фильтра Баттерворта минимального порядка, при котором обеспечивается максимум групповой задержки немного

Таблица 2. Порядок фильтра Баттерворта в соответствии с частотой среза при максимуме групповой задержки, немного превышающем 150 нс

f_c , МГц	6	7	8	9	10	11	12
Порядок фильтра Баттерворта	10	11	12	13	14	15	16

большем 150 нс. Значения порядка такого фильтра при разных частотах среза приведены в табл. 2.

С выхода предкорреляционного фильтра сигнал поступает на дискриминатор типа EML, поскольку он используется в гражданской авиации как для бортовых, так и для опорных приемников. Эти приемники сертифицированы для такого использования, т. е. удовлетворяют ограничениям [1], касающимся также и измерительного тракта: двусторонней ширины полосы пропускания предкорреляционного фильтра и ширины дискриминационной характеристики — Correlator Spacing (CS).

Согласно этим требованиям следует ограничить полосу фильтра пределами 12–24 МГц и установить значение CS примерно равным 0,1 чипа для сигналов GPS L1 и Galileo E1C и примерно равным 1 чип для сигналов GPS L5 и Galileo E5a [2].

Сигнал GPS L1 C/A (BPSK(1)) схож с сигналом ГЛОНАСС L1/L2 OF [3], модуляцию которого можно выразить как BPSK(511/1023). Сигнал Galileo E1C (CBOC(6,1)) обрабатывается в измерительном тракте с помощью опорного сигнала с модуляцией ВОС(1.1) [2], с помощью которой сформирован сигнал ГЛОНАСС L1OC [4]. Сигнал ГЛОНАСС L3OC [5] сформирован с помощью модуляции BPSK(10) так же, как и сигналы Galileo E5a и GPS L5. Следовательно, из-за схожести рассмотренных здесь сигналов GPS и Galileo с сигналами ГЛОНАСС L1/L2OF и L1/L3OC можно считать, что измерительный тракт рассматриваемых сигналов ГЛОНАСС будет таким же, как и для сигналов GPS и Galileo.

Достаточно большой диапазон возможных значений полосы фильтра, соответственно, приводит к большому диапазону ошибки, обусловленной EWF. Этот диапазон зависит также от типа фильтра и значения CS, что проявляется в дифференциальном режиме из-за разных измерительных трактов бортового приемника и опорной станции.

Для выделения максимума этой ошибки диапазоны возможных значений полосы фильтра и CS разбиваются на участки с небольшим шагом, для каждого из которых вычисляется своя ошибка, обусловленная EWF. Максимальная ошибка выбирается из полученного таким образом множества ошибок. Разбиение на такие участки для рассматриваемых сигналов ГЛОНАСС показано на табл. 3.

Согласно табл. 3 двухсторонняя полоса фильтра бортового приемника представляется семью значениями от 12 до 24 МГц с шагом 2 МГц, а параметр CS — тремя значениями: 0,08, 0,10 и 0,12 чипа или 0,8, 1,0 и 1,2 чипа в зависимости от типа сигнала. Параметры тракта опорной станции неизменны за исключением значения CS, зависящего от типа сигнала.

Исходя из семи значений полосы фильтра, трех значений CS и четырех типов фильтров рассматриваются $7 \times 3 \times 4 = 84$ комбинации конфигурации измерительного тракта для определения максимальной ошибки, обусловленной EWF, по каждому из четырех сигналов ГЛОНАСС (табл. 3).

Моделирование обработки сигналов L1/L2OF и L1/L3OC

Моделирование происходит на нулевой несущей частоте с помощью программы Matlab. Для сокращения времени, требующегося на моделирование обработки сигнала, все интервалы времени были увеличены в 1000 раз, а все частотные величины соответственно уменьшены в 1000 раз. Таким образом, периоды моделируемых сигналов моделируются в секундах вместо миллисекунд, полосы фильтров в килогерцах вместо мегагерц, а соответствующие им групповые задержки в микросекундах вместо наносекунд.

При моделировании сигналов L1OC и L3OC рассматриваются только их пилотные компоненты L1OCp и L3OCp, изначально предназначенные для формирования дальномерных измерений.

Для моделирования прохождения сигнала через фильтры, в том числе и через фильтр системы второго порядка модели TM-B, используется частотный спектр сигнала, получаемый с помощью преобразования Фурье.

Таблица 3. Представление диапазонов полосы фильтра и ширины дискриминатора для сигналов ГЛОНАСС L1/L2OF и L1/L3OC

Входной сигнал	ГЛОНАСС L1/L2OF, ГЛОНАСС L1OC		ГЛОНАСС L3OC	
	Опорный	Бортовой	Опорный	Бортовой
Приемник	Опорный	Бортовой	Опорный	Бортовой
Correlator Spacing (CS)	0,1 чипа	0,08, 0,10 и 0,12 чипа	1,0 чипа	0,8, 1,0 и 1,2 чипа
Полоса фильтра	24 МГц	12, 14, 16, 18, 20, 22, 24 МГц	24 МГц	12, 14, 16, 18, 20, 22, 24 МГц
Тип фильтра	Баттерворт 6-й порядок	Все 4 типа фильтров	Баттерворт 6-й порядок	Все 4 типа фильтров

Обратное преобразование Фурье используется для перехода в пространство отсчетов на шкале времени, что необходимо для формирования корреляционного отклика искаженного сигнала.

Последовательность корреляционных откликов Early и Late позволяет получить дискриминационную характеристику, по смещению нуля которой оценивается систематическая ошибка слежения, включающая ошибку EWF.

Определение ошибки EWF

Ошибка EWF входит в состав смещения нуля дискриминационной характеристики. Кроме этой ошибки, смещение нуля еще зависит от номинального смещения в измерительном тракте:

$$\tau_0 = \tau_{\text{EWF}} + \tau_{\text{ном}}$$

Номинальное смещение определяется юстировкой, отключением модели аномалий:

$$\tau_{\text{ном}} = \tau_0|_{\tau_{\text{EWF}}=0}$$

Таким образом,

$$\tau_{\text{EWF}} = \tau_0 - \tau_{\text{ном}}$$

Определение пространства аномалий по ошибке EWF

Влияние ошибки EWF на точность навигации имеет значение прежде всего в дифференциальном режиме из-за невозможности ее исключения при разных измерительных трактах бортового

и опорного приемников. В этом случае рассматривается дифференциальная ошибка EWF:

$$\Delta\tau_{\text{EWF}} = \tau_{\text{EWF}}^{\text{User}} - \tau_{\text{EWF}}^{\text{refSt}}$$

Для выяснения влияния измерительного тракта на ошибку EWF необходимо найти пространство этих ошибок для каждой из 84 комбинаций параметров измерительного тракта согласно табл. 3, как для модели ТМ-А, так и для модели ТМ-В. Для модели ТМ-А пространство ошибок зависит от единственного параметра, а для модели ТМ-В оно зависит от пары параметров σ и f_d .

Пространство ошибок EWF включает в себя подпространство, в котором ошибки превышают зависящий от сигнала порог ERR1 или ERR2, соответственно 1 м или 2 м, определенный по значению MERR. Размеры этого подпространства определяются диапазоном значений параметров ТМ-А или ТМ-В, при которых ошибка EWF превышает порог ERR1 или ERR2.

Подпространство максимальных размеров среди 84 подпространств рассматриваемого сигнала называется пространством аномалий этого сигнала, соответствующее либо ТМ-А, либо ТМ-В.

Пространства аномалий сигналов L1/L2OF

ТМ-А модель, примененная к сигналам L1/L2OF, позволила выявить 2 комбинации значений параметров измерительного тракта бортового приемника, которым соответствуют 2 подпространства значений параметра Δ , используемые для определения пространства аномалий.

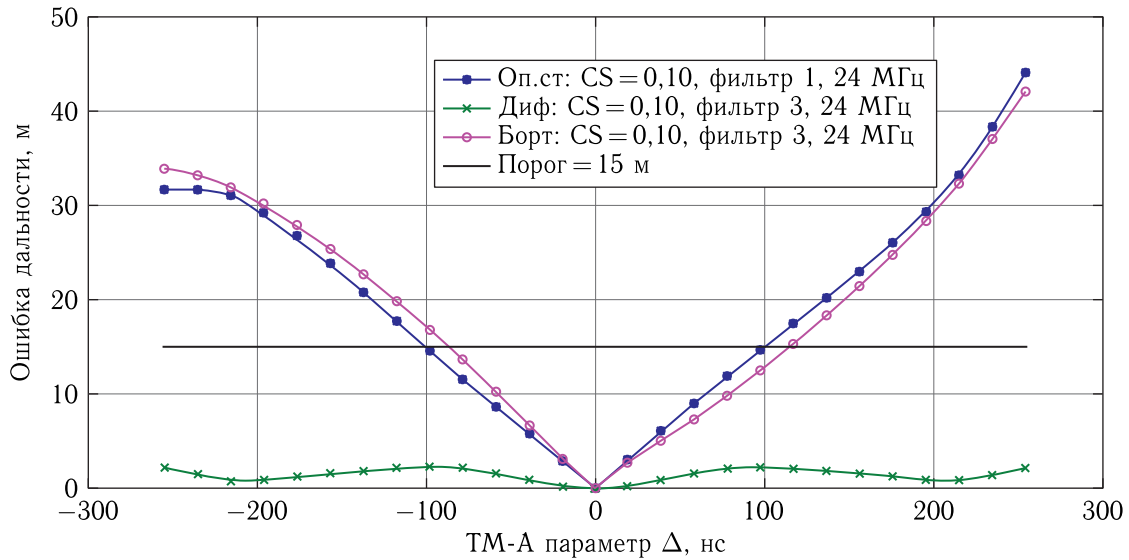


Рис. 1. Абсолютная и дифференциальная ошибки EWF для L1/L2OF согласно TM-A

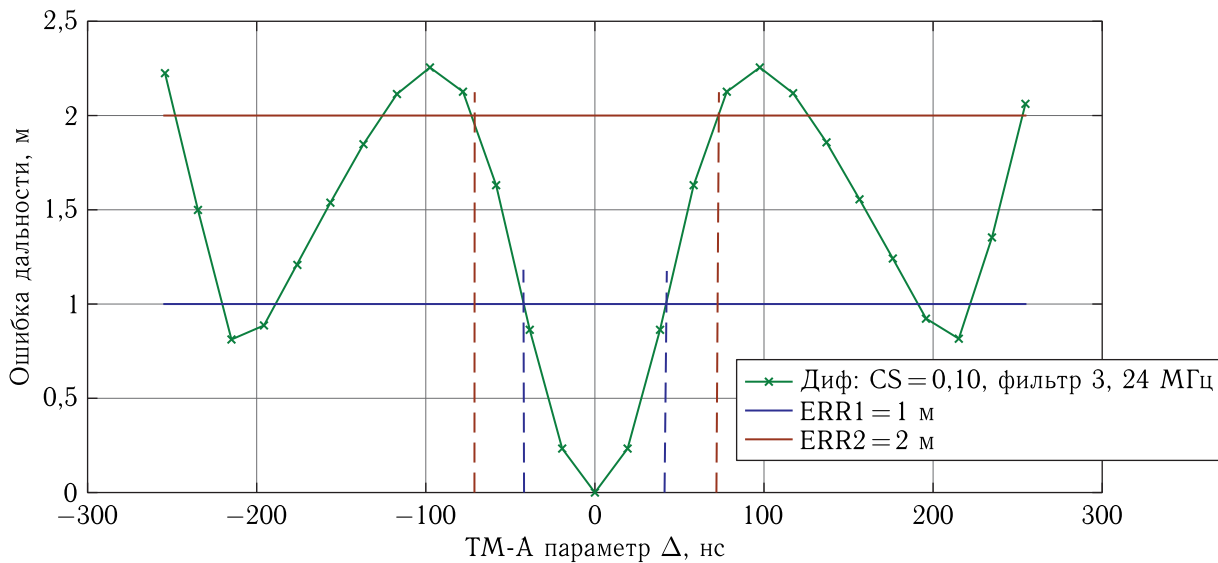


Рис. 2. Дифференциальная ошибка EWF для L1/L2OF согласно TM-A, 1-я комбинация

Первая комбинация, отличающаяся от комбинации значений параметров опорного приемника только фильтром типа 3, породила абсолютную и дифференциальную ошибки EWF, представленные на рис. 1.

Абсолютные ошибки как опорного (Оп.ст), так и бортового (Борт) приемников (рис. 1) имеют сходную тенденцию своего изменения и достигают порога 15 м, при котором они уже могут быть обнаружены в режиме абсолютной навигации, когда значение Δ становится примерно равным ± 100 нс,

что составляет примерно $\pm 0,05$ доли чипа ПСП сигнала L1/L2OF.

Дифференциальная ошибка (рис. 2) пересекает пороги 1 и 2 метра соответственно при значениях $\Delta \pm 45$ и ± 75 нс. Затем при дальнейшем изменении Δ она пересекает эти пороги второй раз, двигаясь вниз. Затем она опять их пересекает, двигаясь вверх.

Хотя значения $\Delta \pm 45$ и ± 75 нс самые близкие к 0 из всех 84 возможных комбинаций, но пространство аномалий, соответствующее этому

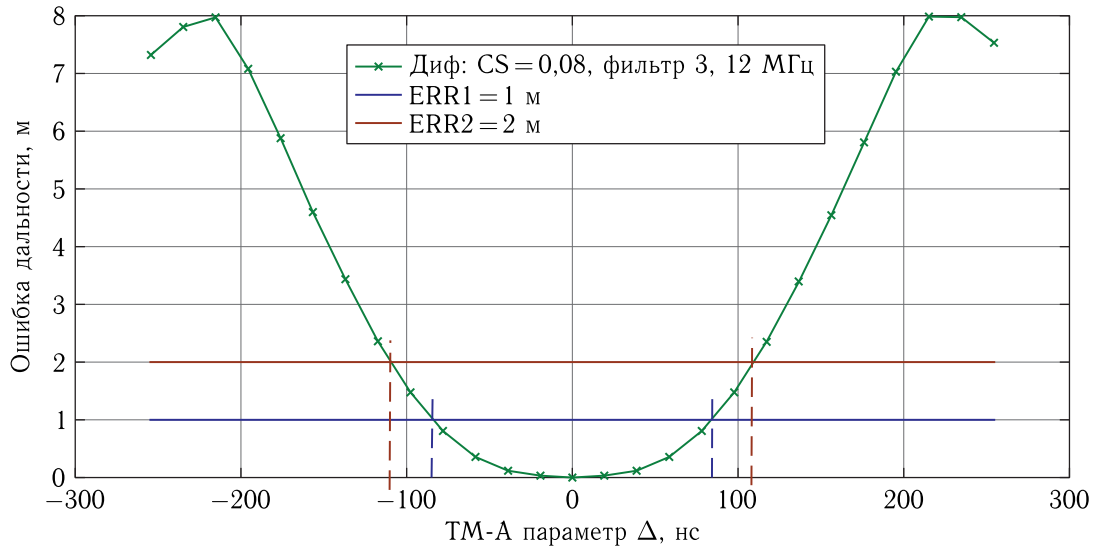


Рис. 3. Дифференциальная ошибка EWF для L1/L2OF согласно ТМ-А, 2-я комбинация

случаю, будет прерываться участками, на которых ошибка, уменьшаясь, становится меньше порога.

Для уверенности, что определяемое пространство аномалий является непрерывным при изменении значения Δ , была рассмотрена вторая комбинация параметров измерительного тракта бортового приемника, при которых дифференциальная ошибка меняется плавно почти на всем диапазоне изменения Δ (рис. 3). Небольшой загиб, уменьшающий ошибку на концах диапазона (рис. 3), все равно оставляет ее намного выше порога 1 и 2 м.

Таким образом, нижняя граница пространства аномалий сигналов L1/L2OF по модели ТМ-А равна соответственно ± 45 нс и ± 75 нс (рис. 2), что составляет 0,0225 и 0,0375 доли чипа ПСП этих сигналов. Верхняя граница в своем пределе определяется границей чипа, точнее, его длительностью, примерно равной 2000 нс.

ТМ-В модель, примененная к сигналам L1/L2OF, позволила выделить следующие пространства аномалий, обозначенные на рис. 4 пунктирными линиями:

$$\begin{aligned}
 0 &\leq \sigma \leq 42 \text{ (Мнепер/с)}, \\
 0 &\leq f_d \leq 16 \text{ (МГц)} \text{ для L1OF и} \\
 0 &\leq \sigma \leq 10 \text{ (Мнепер/с)}, \\
 4 &\leq f_d \leq 15 \text{ (МГц)} \text{ для L2OF.}
 \end{aligned}$$

Пространство аномалий для L1OF может быть сокращено по параметру F_d до размеров $4 \leq F_d \leq$

≤ 16 (МГц) (рис. 4), если бортовой приемник в режиме абсолютной навигации сможет сам исключать абсолютные ошибки EWF, превышающие 15 м (рис. 5). Однако пока не представляется возможным контролировать работу каждого бортового приемника, поэтому пока не стоит сокращать выделенное пространство аномалий для L1OF.

Пространства аномалий сигнала L1OCp

Модель ТМ-А, примененная к пилотной компоненте сигнала L1OC, позволила найти комбинацию значений измерительного тракта бортового приемника, обеспечивающую ошибки EWF (рис. 6), исходя из которых определяется искомое пространство аномалий. Найденная комбинация состоит из следующих значений параметров: $CS = 0,08$, фильтр типа 2 с двусторонней полосой 12 МГц и обозначается как Борт и Диф на рис. 6.

Из рис. 6 следует, что пространство аномалий сигнала L1OCp по модели ТМ-А начинается с превышения модуля Δ значения 50 нс, что составляет десятую долю чипа меандра, являющегося цифровой поднесущей сигнала L1OCp. Заканчивается пространство аномалий на границе чипа меандра, на значении, примерно равном 500 нс.

ТМ-В параметры f_d и σ своими значениями, определенными для одной из 84 комбинаций

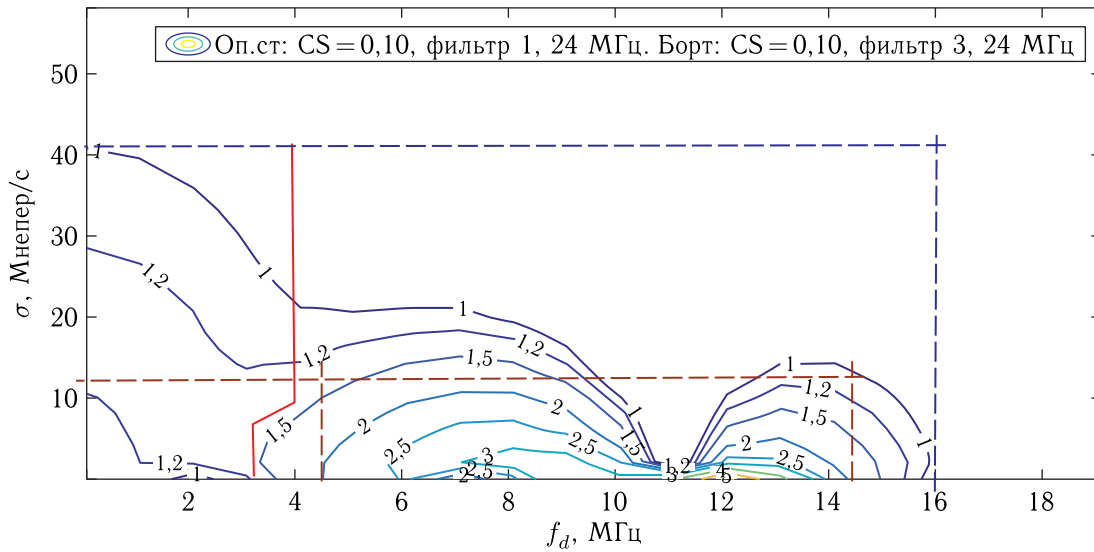


Рис. 4. Пространства аномалий сигналов L1/L2OF согласно ТМ-В

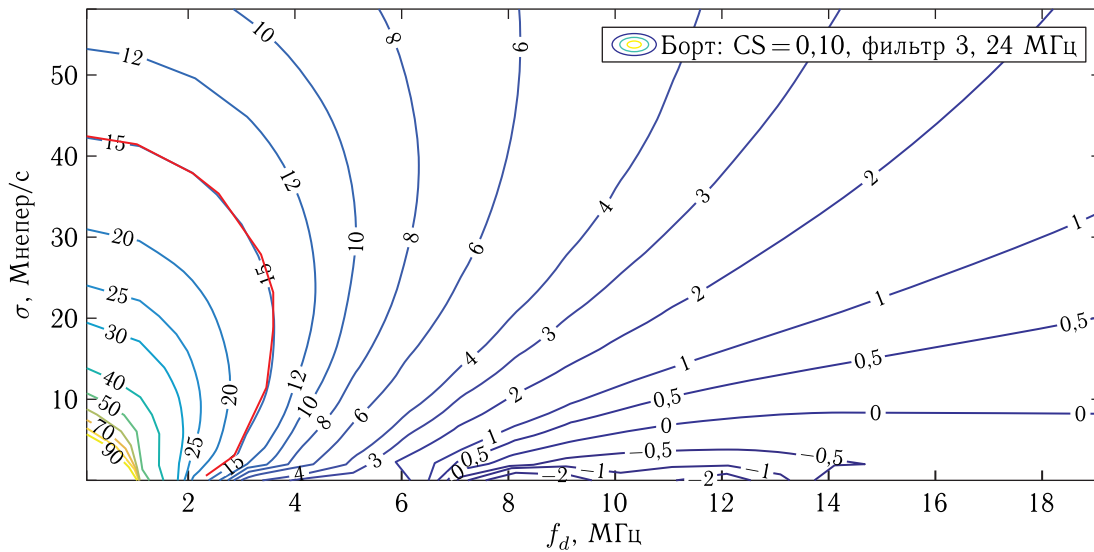


Рис. 5. Абсолютные ошибки EWF бортового приемника для сигналов L1/L2OF по ТМ-В

построения измерительного тракта бортового приемника, при которой эти значения менялись максимально, при этом, соответствуя превышению дифференциальной ошибкой значения $ERR1 = 1$ м, выявили следующее пространство аномалий сигнала L1OCp:

$$0 \leq \sigma \leq 22 \text{ (Мнепер/с)}, \quad 0 \leq f_d \leq 13 \text{ (МГц)}.$$

Это пространство показано на рис. 7 пунктирными линиями.

Нижний предел по параметру f_d может быть поднят до 4 МГц, полагая, что ошибки режима абсолютной навигации, превышающие 15 м, могут быть выявлены в приемнике автономно, без помощи SQM. Это приведет к исключению из пространства аномалий области с границами $0 \leq \sigma \leq 22$ (Мнепер/с), $0 \leq f_d \leq 4$ (МГц), отмежеванной красной линией на рис. 7. Однако не стоит сокращать пространство аномалий, полагаясь на приемник, измерения которого нельзя контролировать.

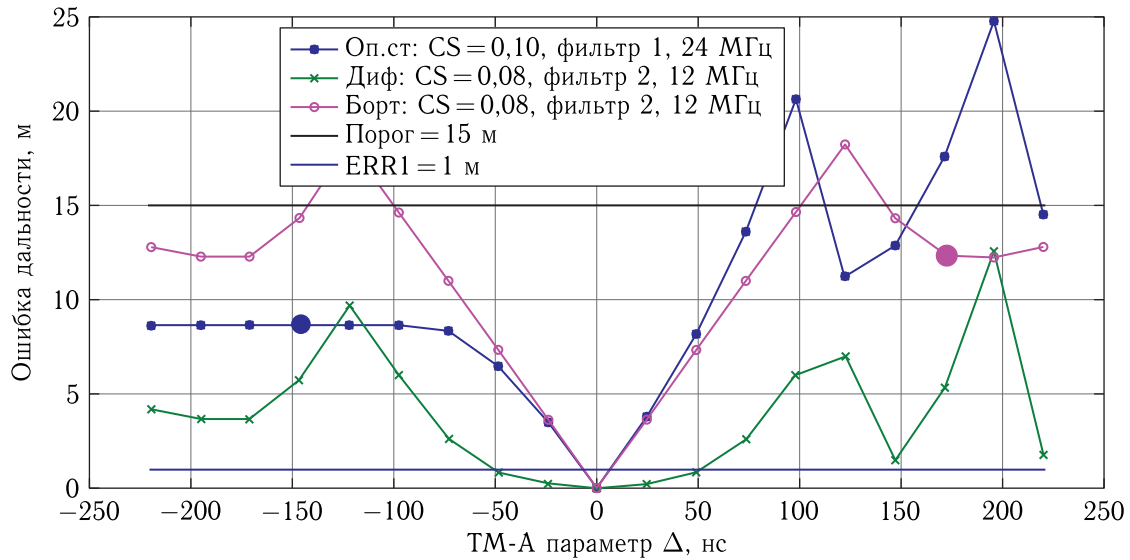


Рис. 6. Абсолютные и дифференциальная ошибки EWF по TM-A для L1OCr

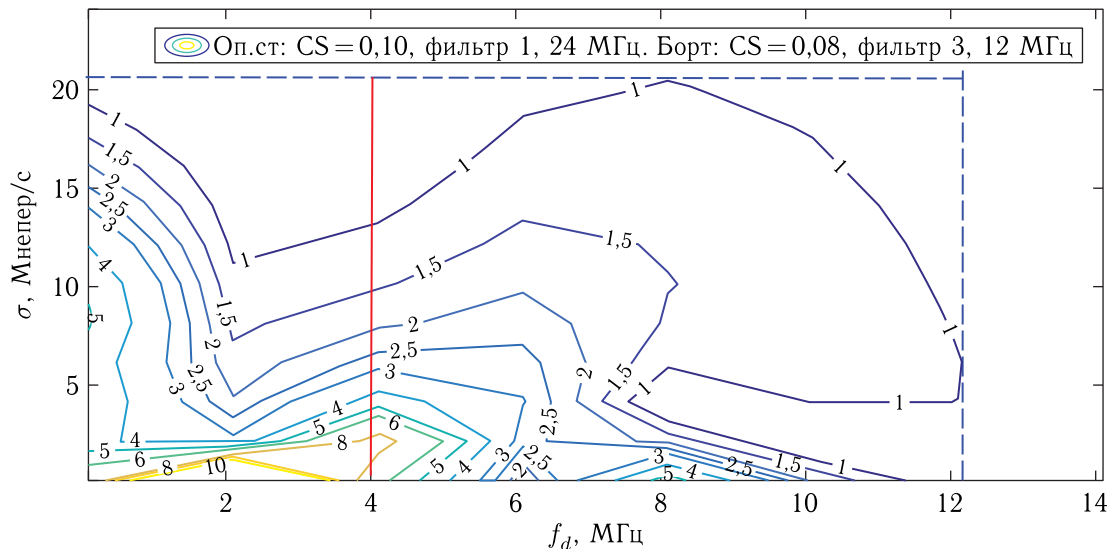


Рис. 7. Пространство аномалий сигнала L1OCr согласно TM-B

Пространства аномалий сигнала L3OCr

TM-A модель, примененная к сигналу L3OCr, породила абсолютную и дифференциальную ошибки, показанные на рис. 8, исходя из которых определяется искомое пространство аномалий.

Дифференциальная ошибка на рис. 8 начинает превышать значение $ERR2 = 2$ м в точках, соответствующих значениям параметра Δ , равным ± 60 нс. Это значит, что нестабильность фронта может

быть больше половины длительности чипа, примерно равной 100 нс. Верхний предел нестабильности ограничивается границей чипа. Таким образом, пространство аномалий TM-A для сигнала L3OCr определяется значениями параметра Δ , модуль которых больше 60 нс и меньше 100 нс.

TM-B параметры f_d и σ своими значениями для одного из 84 экспериментов, в котором наблюдалось их максимальное изменение, соответствующее превышению дифференциальной ошибкой значения $ERR2$, выделили пределами этого

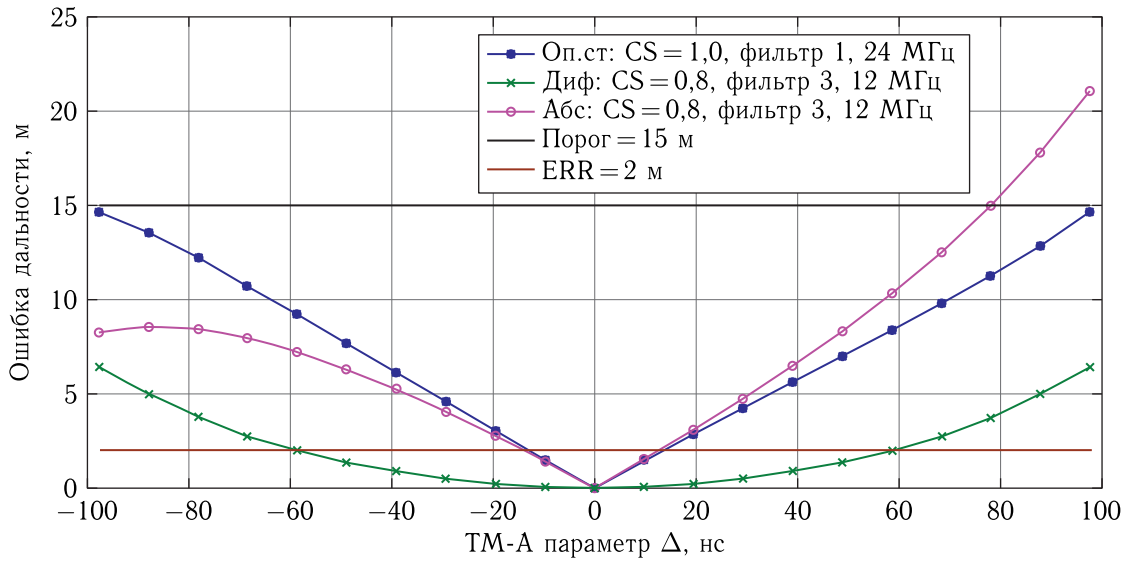


Рис. 8. Абсолютные и дифференциальная ошибки EWF по TM-A для L3OCr

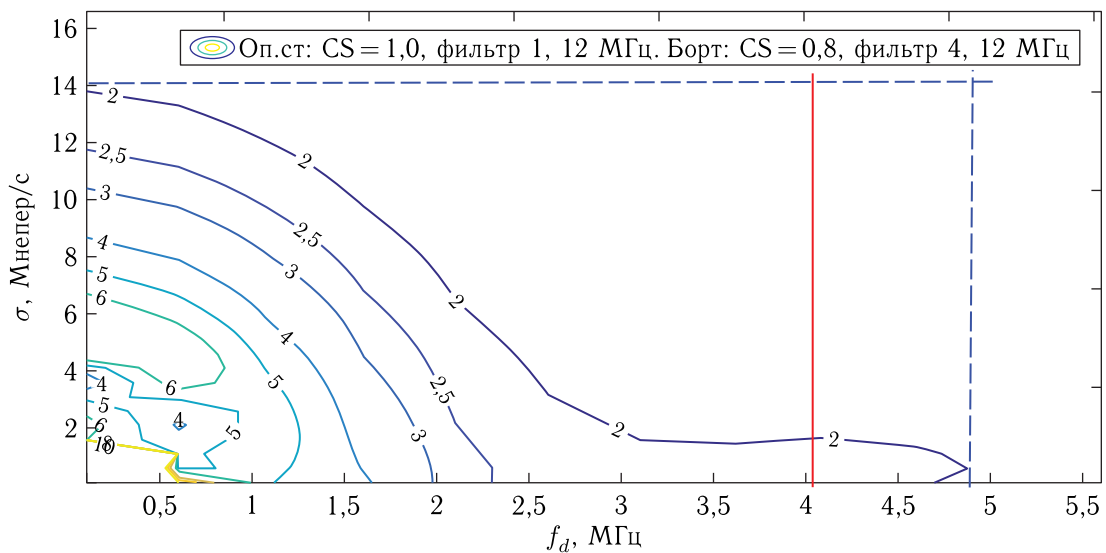


Рис. 9. Пространство аномалий сигнала L3OCr согласно TM-B

изменения следующее пространство аномалий: $0 \leq \sigma \leq 14$ (Мнепер/с), $0 \leq f_d \leq 5$ (МГц). Оно показано на рис. 9 пунктирными линиями.

Уменьшение пространства аномалий за счет увеличения нижнего предела параметра f_d до 4,1 МГц, в предположении, что приемник автономно сам будет исключать измерения с большими аномалиями, превышающими 15 м, может оказаться ненадежным ходом из-за невозможности контроля работы приемника. Однако стоит признать, что

в этом случае пространство аномалий существенно уменьшится до следующих пределов: $0 \leq \sigma \leq 2$ (Мнепер/с) и $4 \leq f_d \leq 5$ (МГц).

Заключение

Выявленные пространства аномалий рассмотренных сигналов сведены в табл. 4. В таблице представлено также пространство аномалий, соответствующее модели TM-C.

Таблица 4. Пространство аномалий сигналов ГЛОНАСС L1/L2OF и L1/L3OC

Модель	Сигнал	Δ , нс	Δ , чипы	σ , Мнепер/с	f_d , МГц
ТМ-А	L1OF	$45 < \Delta < 2000$	$0,0225 < \Delta < 1,0$		
	L2OF	$75 < \Delta < 2000$	$0,0375 < \Delta < 1,0$		
	L1OC	$50 < \Delta < 0500$	$0,1000 < \Delta < 1,0$		
	L3OC	$60 < \Delta < 0100$	$0,6000 < \Delta < 1,0$		
ТМ-В	L1OF			$0 < \sigma < 42$	$0 < f_d < 16$
	L2OF			$0 < \sigma < 10$	$4 < f_d < 15$
	L1OC			$0 < \sigma < 22$	$0 < f_d < 13$
	L3OC			$0 < \sigma < 14$	$0 < f_d < 05$
ТМ-С	L1OF	$45 < \Delta < 2000$	$0,0225 < \Delta < 1,0$	$0 < \sigma < 42$	$0 < f_d < 16$
	L2OF	$75 < \Delta < 2000$	$0,0375 < \Delta < 1,0$	$0 < \sigma < 10$	$4 < f_d < 15$
	L1OC	$50 < \Delta < 0500$	$0,1000 < \Delta < 1,0$	$0 < \sigma < 22$	$0 < f_d < 13$
	L3OC	$60 < \Delta < 0100$	$0,6000 < \Delta < 1,0$	$0 < \sigma < 14$	$0 < f_d < 05$

Поскольку ТМ-С параметры являются объединением параметров ТМ-А и ТМ-В, это пространство остается в пределах пространств, выявленных по ТМ-А и ТМ-В.

Сравнивая пространства аномалий сигналов L1OF и L1OC, а также сигналов L2OF и L3OC, можно заключить, что чем сложнее сигнал, чем шире его спектр, тем меньше его пространство аномалий.

Список литературы

1. ICAO, International Standards and Recommended Practices. Annex 10 to Convention on International Civil Aviation — Aeronautical Communications. Volume I: Radio Navigation Aids, 6th edition, July 2006.
2. Pagot J. B. Modelling and Monitoring of New GNSS Signal Distortions in the Context of Civil Aviation, PhD theses, 2016.
3. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Навигационный радиосигнал в диапазонах L1 и L2. Редакция 5.1. Москва, 2008.
4. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Навигационный радиосигнал открытого доступа с кодовым разделением в диапазоне L1. Редакция 1.0. Москва, 2016.
5. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Навигационный радиосигнал открытого доступа с кодовым разделением в диапазоне L3. Редакция 1.0. Москва, 2016.
6. Сергиенко А. Б. Цифровая обработка сигналов. СПб.: Питер, 2003.