



ISSN 2071-2898 (Print)  
ISSN 2071-2901 (Online)

Тучин Д.А.

Алгоритмы приема сигналов  
навигационных спутников на  
борту космического  
аппарата с использованием  
коррелятора

**Рекомендуемая форма библиографической ссылки:** Тучин Д.А. Алгоритмы приема сигналов навигационных спутников на борту космического аппарата с использованием коррелятора // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2018. № 4. 32 с. doi:[10.20948/prepr-2018-4](https://doi.org/10.20948/prepr-2018-4)  
URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2018-4>

**Ордена Ленина  
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ  
имени М.В. Келдыша  
Российской академии наук**

**Д.А. Тучин**

**Алгоритмы приема сигналов  
навигационных спутников  
на борту космического аппарата  
с использованием коррелятора**

**Москва — 2018**

## **Д.А. Тучин**

Алгоритмы приема сигналов навигационных спутников на борту космического аппарата с использованием коррелятора

Работа проведена в рамках создания отечественной бортовой автономной навигационной системы околоземного космического аппарата. Описаны методы и алгоритмы работы с устройством поиска и слежения за радионавигационными сигналами при высокой динамике движения. Приведены результаты вычислительных экспериментов.

**Ключевые слова:** ГЛОНАСС, GPS, коррелятор, прием сигналов.

## **D.A. Tuchin**

The algorithms of navigation satellites signals reception onboard the spacecraft using a correlator.

The work conducted in the framework of the create the onboard Autonomous navigation system of near-earth spacecraft. The paper presents the methods and algorithms to operate the device search and tracking of radio navigation signals with high dynamics of the movement. The paper presents the results of computational experiments.

**Key words:** GLONASS, GPS, correlator, signal reception

## **Оглавление**

Введение.....	3
1. Физическая интерпретация измерений навигационных систем .....	5
1.1. Псевдодальность .....	5
1.2. Псевдоскорость .....	6
2. Математическая модель коррелятора .....	6
2.1. Управляющие параметры.....	7
2.2. Измерения .....	9
2.3. Информационные сообщения .....	10
3. Алгоритмы поиска и слежения за радионавигационным сигналом .....	11
3.1. Поиск .....	11
3.2. Слежение.....	13
4. Методика оценки точности измерений.....	16
4.1. Измерения одного НКА по нескольким каналам .....	17
4.2. Измерения разных НКА, находящихся в одной точке.....	18
4.3. Сравнение приращения измерений одного НКА.....	20
5. Коррелятор КФ118ХК1 .....	24
Заключение .....	28
Литература .....	29
Список сокращений .....	31

## Введение

В Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН с 2004 года ведутся фундаментальные и прикладные исследования по созданию отечественной автономной навигационной системы (АНС) космического аппарата (КА) по измерениям спутниковых навигационных систем [1 – 4]. Идеологом и основоположником создания систем определения орбиты на борту КА был Э.Л. Аким.



Эфраим Лазаревич  
Аким  
(1929–2010)

В Институте созданы алгоритмы и программы АНС для околоземных КА, которые позволяют определять орбиту спутника и прогнозировать параметры его движения. Для решения этой задачи используются радионавигационные измерения отечественной ГЛОбальной НАвигационной Спутниковой Системы (ГЛОНАСС) и американской Global Positioning System (GPS). Алгоритмы АНС позволяют проводить определение орбиты околоземного КА, имеющего большой эксцентриситет и апогей с высотой 50-70 тыс. км. Разработанные методы определения орбиты основаны на использовании законов динамики движения КА непосредственно при обработке первичных скоростных и дальномерных измерений по протяженной мерной базе [1, 2, 5].

АНС включает два аппаратно-программных блока без обратной связи между ними: блок поиска сигналов навигационных КА (НКА) и получения измерений, блок обработки измерений и определения орбиты [1].

Алгоритмы поиска и слежения за сигналами навигационных систем для наземного пользователя изложены в [6, 7]. Реализация алгоритмов для бортовых систем КА в случае использования аппаратного и программного корреляторов – части аппаратуры приемных устройств спутниковых сигналов для низкоорбитальных КА – изложена в [8]. Высокая динамика полета КА на орбите с большим эксцентриситетом и большая дальность до НКА потребовали разработки новых методов и алгоритмов поиска и слежения за радионавигационными сигналами с использованием аппаратного коррелятора. Повышенные требования к надежности приема сигналов заставили отказаться от алгоритмов поиска сигнала по априорному значению доплеровского смещения сигнала НКА, зависящего от точности знания орбиты. Описанию алгоритмов поиска и слежения за сигналом навигационных спутников посвящена данная работа.

Алгоритмы поиска сигнала в корреляторе, приведенные в [6], предназначены для наземного наблюдателя, для которого радиальная скорость НКА по модулю не превышает 800 м/с, что соответствует доплеровскому сдвигу  $\pm 4.5$  кГц. Предложенные в настоящей работе алгоритмы предназначены для использования радионавигационных сигналов на борту околоземного КА, для которого радиальная скорость НКА лежит в диапазоне  $\pm 10$  км/с (соответствует доплеровскому сдвигу  $\pm 55.6$  кГц).

В [8] приводятся алгоритмы поиска сигнала в корреляторе с шагом 500 Гц. В настоящей работе приведен алгоритм, позволяющий увеличить шаг поиска по несущей частоте в 40 раз и довести его до 20.5 кГц.

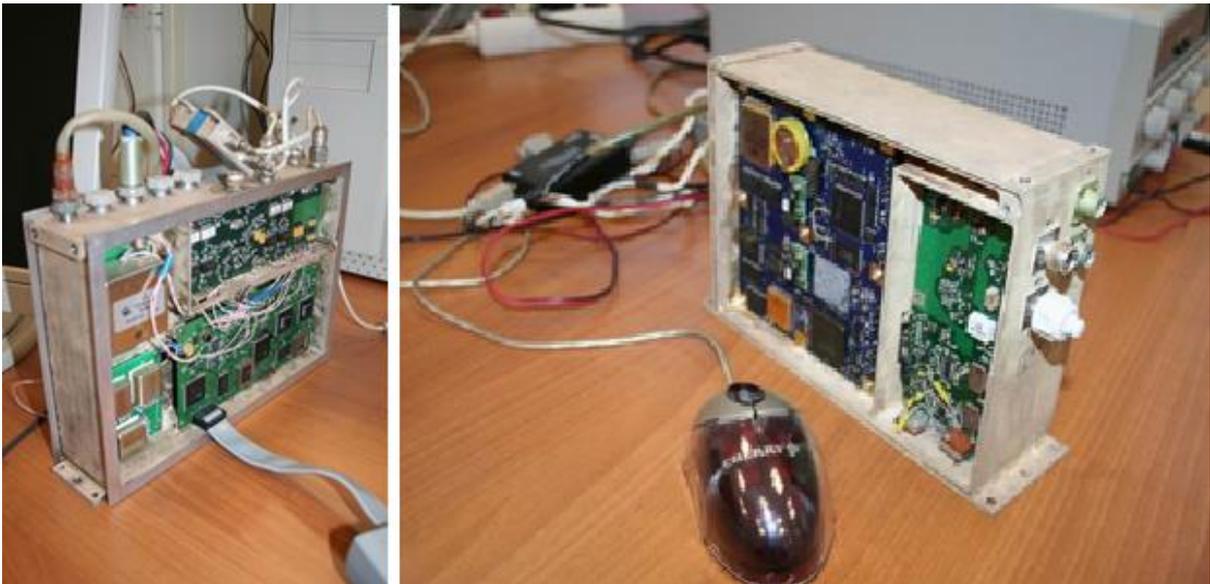
В первой части приведена небесно-механическая интерпретация [9] первичных измерений, т.е. приведены соотношения связи физических величин и радиотехнических параметров, описывающих дальномерные и скоростные измерения.

Во второй части описана математическая модель коррелятора. Приведены управляющие параметры и измерения.

Методам поиска и слежения за радионавигационными сигналами ГЛОНАСС и GPS посвящена третья часть работы.

В четвертой части предложены методики оценки точности измерений коррелятора без решения навигационной задачи. Предложена методика повышения точности дальномерного измерения.

Заключительная часть посвящена описанию принципов работы одночастотного 24-канального коррелятора КФ118ХК1. Описаны интерфейсные регистры управления и регистры измерений.



Макеты автономной навигационной системы с коррелятором КФ118ХК1 на стенде в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

# 1. Физическая интерпретация измерений навигационных систем

## 1.1. Псевдодальность

Принимая излученную с НКА псевдошумовую последовательность (ПСП), приемник навигационных сигналов способен измерить сдвиг относительно собственной опорной ПСП. Это беззапросное дальномерное измерение называется кодовым измерением *псевдодальности*. Псевдодальность привязывается к шкале времени приемника, представляющей шкалу, которая определяется характеристиками опорного генератора (ОГ) частоты.

Для описания процесса ухода шкалы времени ОГ от идеальной шкалы навигационной системы вводится параметр рассинхронизации  $\varphi$ . Этот параметр  $\varphi$  назван разработчиками *сдвигом фазы*, что не является удачным названием. ПСП в приемнике генерируется так, что ее начало совпадает с началом миллисекунды. Рассинхронизация шкал времени  $\varphi$  выражается в единицах длины. Именно наличие неизвестного параметра  $\varphi$  повлияло на внесение в название дальномерного измерения приставки *псевдо*.

Шкалы времени  $\Delta t_{\text{нка}}$  НКА ГЛОНАСС и GPS отличаются от идеальной шкалы всемирного координированного времени UTC и, в дополнение, ПСП, генерируемые на их борту, отличаются от генерируемой ПСП по идеальной шкале. Расхождение шкал времени известно и передается в составе информационного сообщения НКА [10, 11].

Так как период передачи ПСП НКА ГЛОНАСС и GPS составляет 1 мс, то возникает неоднозначность измерения, определяемая *зоной однозначного измерения*  $\lambda_{\text{зн}} = 10^{-3} c$ , где  $c$  – скорость света.

Измеренное значение псевдодальности  $\Psi^{\text{пд}}$  связано с положениями  $\mathbf{r}_{\text{ка}}$  КА в момент приема сигнала  $t_{\text{прм}}$  и  $\mathbf{r}_{\text{нка}}$  НКА в момент излучения  $t_{\text{изл}}$  в инерциальной неподвижной системе координат следующим соотношением:

$$\left| \mathbf{r}_{\text{ка}}(t_{\text{прм}}) - \mathbf{r}_{\text{нка}}(t_{\text{изл}}) \right| = \Psi^{\text{пд}} - \varphi + \Delta t_{\text{нка}} \cdot c + \lambda_{\text{зн}} \cdot n + \Delta \rho + \delta_{\text{пд}}, \quad (1.1)$$

где  $n$  – целое число, определяющее зону однозначного измерения,  $\Delta \rho$  – ионосферная задержка [4] сигнала от НКА в единицах длины,  $\delta_{\text{пд}}$  – аппаратная ошибка измерения.

В соотношении (1.1) неизвестными параметрами являются три компоненты вектора положения  $\mathbf{r}_{\text{ка}}$ , рассинхронизация шкал времени  $\varphi$  и целое количество  $n$  зон однозначных измерений.

Значение рассинхронизации  $\varphi$  шкал времени и времени навигационной системы является согласующим параметром в

соотношении (1.1), который можно интерпретировать как сдвиг фазы ПСП, генерируемой в приемнике, относительно ПСП, излучаемых с борта НКА, на момент приема.

## 1.2. Псевдоскорость



Кристиан Доплер  
(1803–1853)

Скоростное измерение, основанное на доплеровском эффекте изменения излучаемой частоты радиосигнала с борта НКА относительно принимаемой в приемнике, называется *псевдоскоростью*. Этот эффект изменения частоты назван в честь австрийского физика Кристиана Доплера.

ОГ приемника имеет смещение частоты относительно его эталонного значения. Обозначим это смещение через  $\Delta f$  и будем его считать в единицах скорости, тогда измеренное значение псевдоскорости  $\Psi^{пс}$  связано с кинематическими векторами КА в момент приема сигнала  $t_{прм}$  и НКА в момент излучения  $t_{изл}$  следующим соотношением:

$$\Psi^{пс} = \frac{(\mathbf{r}_{ка}(t_{прм}) - \mathbf{r}_{нка}(t_{изл}), \mathbf{v}_{ка}(t_{прм}) - \mathbf{v}_{нка}(t_{изл}))}{|\mathbf{r}_{ка}(t_{прм}) - \mathbf{r}_{нка}(t_{изл})|} + \Delta f + \delta_{пс}, \quad (1.2)$$

где  $\delta_{пс}$  – аппаратная ошибка измерения.

В соотношении (1.2) неизвестными параметрами являются три компоненты вектора положения  $\mathbf{r}_{ка}$ , три компоненты вектора скорости  $\mathbf{v}_{ка}$  и значение смещения частоты  $\Delta f$  ОГ относительно его эталонного значения, которое и отличает псевдоскорость от радиальной скорости.

## 2. Математическая модель коррелятора

Специализированное устройство для вычисления совокупности значений корреляционных функций, соответствующих определенному интервалу измерения временных задержек, называют коррелометром [12], или *коррелятором*.

Приведем математическую модель одночастотного коррелятора, опишем управляющие параметры, измеряемые параметры, приведем алгоритмы поиска, захвата и слежения за радионавигационными сигналами ГЛОНАСС и GPS.

Одночастотный коррелятор способен обрабатывать сигналы радионавигационных систем на гражданской частоте пониженной точности ГЛОНАСС и гражданской частоте C/A (Coarse Acquisition) кода GPS. Современные корреляторы способны вести прием навигационных сигналов разных НКА по независимым каналам.

Коррелятор обладает несколькими независимыми каналами для решения задач поиска, захвата и слежения за радионавигационным сигналом. Коррелятор способен одновременно обрабатывать сигналы с нескольких НКА, привязывая измерительную информацию к некорректируемой шкале времени, определяемой ОГ частоты.

### 2.1. Управляющие параметры

Принимаемый в корреляторе гармонический радионавигационный сигнал  $s_t$  в момент времени  $t$  можно представить в виде [6]:

$$s_t = A \cdot J_s(t) \cos(2\pi\omega_s t + \varphi_s), \quad (2.1)$$

где  $A$  – амплитуда сигнала,  $J_s$  – модулирующая функция,  $\omega_s$  – несущая частота принимаемого сигнала,  $\varphi_s$  – смещение фазы несущей частоты принимаемого сигнала.

Модулирующая функция  $J$  принимает значения  $\pm 1$ , в зависимости от кода ПСП и информационного кода НКА. Частота смены принимаемых символов определяется поднесущей излучаемой частотой  $\Omega_0$  НКА. Для принимаемой поднесущей частоты  $\Omega$  справедливо:

$$\Omega = \Omega_0 \frac{\omega}{\omega_0}, \quad (2.2)$$

где,  $\omega_0$  – несущая частота излучаемого сигнала.

Для гражданского кода стандартной точности навигационной системы ГЛОНАСС на частоте  $L_1$  определены следующие значения частот излучаемых сигналов:  $\Omega_0 = 511$  кГц,  $\omega_0 = f_{L_1}^{\text{ГЛН}} + n_{\text{лит}} \cdot \Delta f_{L_1}^{\text{ГЛН}}$ ,  $f_{L_1}^{\text{ГЛН}} = 1602$  МГц,  $\Delta f_{L_1}^{\text{ГЛН}} = 562.5$  кГц, где  $n_{\text{лит}}$  – литер (номер частоты) НКА, принимающий целые значения от  $-7$  до  $6$  [10].

Для гражданского кода навигационной системы GPS на частоте  $L_1$  определены значения для поднесущей частоты излучаемого сигнала:  $\Omega_0 = 1023$  кГц и несущей частоты  $\omega_0 = 1575.42$  МГц [11].

Пусть  $\Delta t$  – длительность интервала накопления сигнала в корреляторе, тогда время генерации ПСП кода для корреляции, называемое *длительностью эпохи*, определяется соотношением:

$$t_{\text{эн}} = \frac{\Omega_0}{\Omega} \Delta t. \quad (2.3)$$

Для обработки сигнала коррелятор имеет управление по: несущей частоте  $\omega$  принимаемого сигнала; времени начала генерации ПСП  $\tau_{\text{псп}}$  и смещению фазы несущей частоты принимаемого сигнала  $\Phi$ . По заданным значениям параметров управления коррелятор формирует сигнал и производит вычисления двух интегралов:

$$I_{\text{д}} = \int_0^{t_{\text{эн}}} s_t \cdot J(t - \tau_{\text{псп}}) \cos(2\pi\omega t + \Phi) dt, \quad (2.4)$$

$$I_M = \int_0^{t_{эп}} s_t \cdot J(t - \tau_{псп}) \sin(2\pi\omega t + \Phi) dt,$$

где  $J$  – функция, сформированная коррелятором и обусловленная модуляцией ПСП и информационного кода НКА. Интеграл  $I_d$  называют *действительной*, а интеграл  $I_M$  – *мнимой частью сигнала*. Коррелятор фиксирует измерения в канале по факту прихода всех битов ПСП на интервале  $t_{эп}$  (*фиксирует эпоху*).

Наряду с интегралами (2.4), коррелятор вычисляет разности, называемые *дискриминаторами по задержке*, действительной  $\Delta_d$  и мнимой  $\Delta_M$  части сигнала между опережающей и задерживаемой ПСП:

$$\Delta_d = \int_0^{t_{эп}} s_t \cdot (J(t - \tau_{псп} + \Delta\tau) - J(t - \tau_{псп} - \Delta\tau)) \cos(2\pi\omega t + \Phi) dt, \quad (2.5)$$

$$\Delta_M = \int_0^{t_{эп}} s_t \cdot (J(t - \tau_{псп} + \Delta\tau) - J(t - \tau_{псп} - \Delta\tau)) \sin(2\pi\omega t + \Phi) dt,$$

где  $\Delta\tau$  – величина задержки ПСП. Интегралы (2.5) используются в задаче определения задержки сигнала  $\tau_{псп} \in [0, \Delta t)$ .

Целью слежения за сигналом НКА с использованием коррелятора является такое управление по неизвестным параметрам  $\omega$ ,  $\tau_{псп}$ ,  $\Phi$  и  $\Delta\tau$  при истечении эпохи, при котором значения  $I_M$ ,  $\Delta_d$ ,  $\Delta_M$  обращаются в нуль [6]. Точность измерений псевдодальности и псевдоскорости определяется качеством подстройки параметров управления.

Кодовое измерение псевдодальности определяется параметром управления  $\tau$  по времени начала генерации ПСП и описывается соотношением:

$$\Psi^{пд} = c \cdot \tau_{псп} + \lambda_{эп} \cdot n, \quad (2.6)$$

где  $c$  – скорость света.

Пусть  $\omega_{дон} = \omega - \omega_0$  есть доплеровское смещение частоты сигнала, тогда измерение псевдоскорости описывается соотношением:

$$\Psi^{пс} = \omega_{дон} \cdot \lambda, \quad (2.7)$$

где  $\lambda = \frac{c}{\omega_0}$  – длина волны излучаемого сигнала. Для НКА ГЛОНАСС и

GPS длина волны  $\lambda \approx 19$  см.

Фаза несущей частоты сигнала  $\Phi$  есть интегральный параметр управления по смещению фазы несущей частоты  $\Delta\phi_i$  с момента начала слежения за НКА:

$$\Phi = -\sum_{i=1}^n \Delta\phi^i, \quad (2.8)$$

где  $n$  – количество управлений по фазе несущей частоты,  $i$  – номер эпохи с начала работы с радионавигационным сигналом.

Время начала генерации ПСП  $\tau_{\text{псп}}$  также является интегральным параметром и определяется соотношением:

$$\tau_{\text{псп}} = -\sum_{i=1}^n \tau^i. \quad (2.9)$$

## 2.2. Измерения

Коррелятор способен измерить количество полных циклов несущей частоты  $m_u^i$  и остаток фазы несущей частоты  $m_\phi^i$  за время прихода  $i$ -й эпохи. Величины  $m_u^i$  и  $m_\phi^i$  связаны с измеренным значением  $\omega_{\text{изм}}^i$  принимаемой несущей частоты  $\omega$  на интервале  $t_{\text{эн}}$ :

$$\omega_{\text{изм}}^i = \frac{1}{t_{\text{эн}}^i} \left( m_u^i + \frac{1}{2\pi} (m_\phi^i - m_\phi^{i-1}) \right). \quad (2.10)$$

По фиксации эпохи коррелятор измеряет время  $m_{\text{эн}}$  ее прихода в своей шкале времени и остаток фазы поднесущей частоты  $m_\Omega$ . Эти величины связаны с временем начала генерации ПСП:

$$\tau_{\text{псп}} = m_{\text{эн}} - \frac{1}{2\pi} \frac{m_\Omega}{\Omega}. \quad (2.11)$$

Для времени  $t_{\text{эн}}^i$  на  $i$ -ом такте измерения справедливо:

$$t_{\text{эн}}^i = \left( m_{\text{эн}}^i - \frac{1}{2\pi} \frac{m_\Omega^i}{\Omega^i} \right) - \left( m_{\text{эн}}^{i-1} - \frac{1}{2\pi} \frac{m_\Omega^{i-1}}{\Omega^{i-1}} \right) + \Delta t, \quad (2.12)$$

где  $\Omega^i$  – поднесущая частота на  $i$ -ом такте измерения.

Подставляя (2.11) в (2.6), получим соотношение для измеренного значения псевдодальности:

$$\Psi_{\text{пд}} = c \left( m_{\text{эн}} - \frac{1}{2\pi} \frac{m_\Omega}{\Omega} \right) + \lambda_{\text{эн}} \cdot n. \quad (2.13)$$

Коррелятор позволяет идентифицировать ПСП, излучение которой было начато с НКА в момент времени, совпадающий с целой секундой бортовой шкалы этого спутника. Это выполняет привязку измерений  $\Psi_{\text{пд}}$  псевдодальности и  $\Psi_{\text{пс}}$  псевдоскорости к шкалам времени навигационных систем ГЛОНАСС и GPS. Целочисленная секунда излучения определяется исходя из принятой битовой последовательности информационного кадра НКА.

Определение зоны однозначного измерения или целого числа  $n$  происходит с использованием решения *светового уравнения*, в котором находится неизвестное время приема измерения  $t_{\text{нрм}}$  (1.1, 1.2), при известном времени излучения  $t_{\text{изл}}$ . Световое уравнение решается итерационным методом, при котором на нулевом шаге итерации

$$t_{\text{нрм}}^0 = t_{\text{изл}}, \quad \text{а на } i\text{-м шаге итерации } t_{\text{нрм}}^i = t_{\text{изл}} + \frac{1}{c} \cdot \left| \mathbf{r}_{\text{ка}}(t_{\text{нрм}}^{i-1}) - \mathbf{r}_{\text{нка}}(t_{\text{изл}}) \right|.$$

Итерации продолжают до тех пор, пока  $|t_{нрм}^i - t_{нрм}^{i-1}| > \varepsilon$ , полагая обычно  $\varepsilon = 10^{-10}$  с. В решении светового уравнения предполагается наличие априорно известного вектора  $\mathbf{r}_{ка}$ , поэтому световое уравнение решается на этапе решения навигационной задачи и определения орбиты КА. Т.к. время распространения сигнала от НКА  $|t_{изл} - t_{нрм}| < 1$  с, то целое  $n$  в соотношении (2.13) является общим для всех измерительных каналов коррелятора и определяется началом его работы и уходом ОГ частоты в течение времени.

Отметим, что измеренная псевдоскорость  $\Psi^{пс}$  определяется соотношением (2.7) и есть результат управления  $\omega$  по несущей частоте сигнала, который получается после обработки его измеренного мгновенного значения  $\omega_{изм}$  (2.10).

### 2.3. Информационные сообщения

В соответствии с интерфейсным документом ГЛОНАСС [10] информационная строка принимается в корреляторе в течение 2 тыс. эпох:

$$\Delta t_{cmp}^{ГЛН} = \sum_{i=1}^{2000} t_{эн}^i \quad (2.14)$$

при длительности интервала накопления  $\Delta t = 1$  мс.

За время  $\Delta t_{cmp}$  принимается 85 информационных бит, при этом длительность каждого  $k$ -го бита составляет  $\sum_{i=k}^{k+20} t_{эн}^i$ . Если модулирующая

функция  $J$  в течение первых 10 эпох равна 1, а в течение последующих 10 равна  $-1$ , то информационный бит равен 1. Если модулирующая функция  $J$  в течение первых 10 эпох равна  $-1$ , а в течение последующих 10 эпох равна 1, то информационный бит равен 0.

После 85 информационных битов следуют 30 битов метки времени длительностью по 10 эпох каждый:  $\sum_{i=k}^{k+10} t_{эн}^i$ . Значения 30 битов метки времени фиксированы и содержат значения

111110001101110101000010010110  
бит 0 бит 30

Если модулирующая функция  $J$  в течение первых 5 эпох равна 1, а в течение последующих 5 эпох равна  $-1$ , то бит метки времени равен 1, а если модулирующая функция  $J$  в течение первых 5 эпох равна  $-1$ , а в течение последующих 5 эпох равна 1, то бит метки времени равен 0.

Информационная строка сообщения НКА GPS [11] принимается в корреляторе в течение 6 тыс. эпох

$$\Delta t_{cmp}^{GPS} = \sum_{i=1}^{6000} t_{эн}^i, \quad (2.15)$$

при длительности интервала накопления  $\Delta t = 1$  мс.

За время  $\Delta t_{cmp}^{GPS}$  принимается 300 информационных бит, при этом длительность каждого  $k$ -го бита составляет  $\sum_{i=k}^{k+20} t_{эн}^i$ . Если модулирующая функция  $J$  в течение 20 эпох равна 1, то информационный бит равен 1, а если функция  $J$  в течение 20 эпох равна  $-1$ , то информационный бит равен 0.

В информационном сообщении GPS нет метки времени, для синхронизации приема информационного кадра используют 8 первых фиксированных из 24 бит телеметрии, передающихся в начале каждого 300-битного кадра.

10001011  
бит 0    бит 8

Знаки действительной части сигнала  $I_d$  определяют значение модулирующей функции  $J$ , по которым определяют значения принимаемых информационных битов. Отметим, что прием может осуществляться и в инверсном виде, это можно определить, только приняв прямой или инверсный код 30 бит метки времени для ГЛОНАСС или 8 фиксированных бит телеметрии для GPS.

### 3. Алгоритмы поиска и слежения за радионавигационным сигналом

#### 3.1. Поиск

Для эффективного поиска радионавигационного сигнала при большой динамике движения относительно НКА коррелятор должен содержать *поисковую машину*. Поисковая машина (ПМ) способна воспринимать упорядоченный по возрастанию массив значений несущей частоты  $\mathbf{s}_\omega = \{s_\omega^1, \dots, s_\omega^{n_{пм}}\}$  размерности  $n_{пм}$ , для каждого элемента которого ищется сигнал НКА. Также для поиска сигналов ГЛОНАСС задается литер  $n_{лит}$ , а для GPS – номер НКА от 1 до 32.

ПМ по значениям задаваемого массива  $\mathbf{s}_\omega$  в каждой точке частоты производит корреляционную обработку и для каждой частоты вычисляет амплитуду, задержку и время фиксации. Из этих значений формируются упорядоченные по амплитуде массивы  $\mathbf{f}_A$ ,  $\mathbf{f}_\tau$  и  $\mathbf{f}_{эн}$ .

Стратегия поиска сигнала с использованием ПМ основывается на поиске максимума амплитуды сигнала  $k = \arg \max_{1 \leq i \leq n_{пм}} (f_A^i)$ , соответствующей несущей частоте  $s_\omega^k$ . Уменьшением интервала  $(s_\omega^1, s_\omega^{n_{пм}})$  достигаются необходимые точности в определении  $\mathbf{f}_\tau$  и  $\mathbf{f}_{эн}$  для их использования в определении управления  $\omega$  по несущей частоте и времени  $\tau_{псп}$  начала генерации ПСП. Поиск сигнала разбивается на три

этапа. На каждом этапе сигнал НКА считается найденным в  $k$ -ом диапазоне, если  $f_A^k > A_0$ , где  $A_0$  – пороговое значение амплитуды.

При поиске радионавигационного сигнала на первом этапе ищется диапазон частот, в котором может находиться НКА. Последовательно перебираются диапазоны частот табл. 1.

Таблица 1

Диапазоны перебираемых частот

№ интервала	Интервал $(s_\omega^1, s_\omega^{n_{\text{пм}}})$ , Гц		Интервал, м/с	
1	-10252	10252	-1845	1845
2	10252	30756	1845	5536
3	-30756	-10252	-5536	-1845
4	30756	51260	5536	9227
5	-51260	-30756	-9227	-5536

Диапазоны в табл. 1 перекрывают все возможные значения радиальной скорости от КА до НКА в диапазоне  $\pm 10$  км/с. Отметим, что для наземного пользователя этот диапазон составляет  $\pm 0.8$  км/с. Каждый диапазон перебираемых частот равномерно покрывается массивом  $s_\omega$ .

На втором этапе в ПМ происходит поиск сигнала НКА для центральной несущей частоты найденного диапазона на первом этапе и шириной 128 Гц или 23 м/с. Ширина полосы поиска определяется предельными величинами радиальной скорости до НКА от КА на низкой околокруговой, геостационарной или орбите с большим эксцентриситетом.

На третьем этапе ищется радиосигнал для центральной несущей частоты диапазона, найденного на втором этапе. Ширина интервала при поиске на третьем этапе составляет 21 Гц или 4 м/с.

После нахождения  $f_\tau^k$  и  $f_{\text{эн}}^k$  на третьем этапе при выполнении критерия  $f_A^k > A_0$  подается управление на каналы коррелятора.

Управление по несущей частоте сигнала рассчитывается по формуле  $\omega = s_\omega^k$ .

Учитывая уход задержки за время, прошедшее от времени  $f_{\text{эн}}^k$  завершения работы ПМ и начала слежения  $t_{\text{эн}}$  в канале коррелятора, можем записать:

$$\tau_{\text{псп}}(t_{\text{эн}}) = (\tau_{\text{псп}}(t_{\text{эн}}) - \tau_{\text{псп}}(f_{\text{эн}}^k)) + \tau_{\text{псп}}(f_{\text{эн}}^k). \quad (3.1)$$

Используя (2.9) при  $n = 1$ ,  $\tau_{\text{псп}}(f_{\text{эн}}^k) = -f_\tau^k$  и оценивая

$$\tau_{\text{псп}}(t_{\text{эн}}) - \tau_{\text{псп}}(t_{\text{эн}}^{\text{пм}}) = \Omega(t_{\text{эн}} - t_{\text{эн}}^{\text{пм}}), \quad (3.2)$$

можем переписать соотношение (3.1) в виде

$$-\tau = \Omega(t_{\text{эн}} - t_{\text{эн}}^{\text{пм}}) - f_\tau^k, \quad (3.3)$$

и, учитывая (2.2) для управления по задержке сигнала  $\tau$ , получаем

$$\tau = \Omega_0 \frac{\omega}{\omega_0} (t_{эн}^{пм} - t_{эн}) + f_{\tau}^k. \quad (3.4)$$

Управление по смещению фазы несущей частоты  $\Delta\varphi$  задается равным нулю.

### 3.2. Слежение

Подставляя (2.12) в (2.10), получаем соотношение для измеренной величины несущей частоты сигнала:

$$\omega_{изм}^i = \frac{m_{\psi}^i + \frac{1}{2\pi} (m_{\varphi}^i - m_{\varphi}^{i-1})}{\left(m_{эн}^i - \frac{m_{\Omega}^i}{\Omega^i}\right) - \left(m_{эн}^{i-1} - \frac{m_{\Omega}^{i-1}}{\Omega^{i-1}}\right) + \Delta t}. \quad (3.5)$$

На самом деле,  $\omega_{изм}^i$  можно интерпретировать как мгновенное измеренное значение  $\omega$  управления по несущей частоте. На практике вместо (3.5) используют оценку

$$\hat{\omega}_{изм} = \frac{1}{\Delta t} m_{\psi}^i. \quad (3.6)$$

При слежении за сигналом строится управление  $\omega$  по несущей частоте принимаемого сигнала с использованием метода линейной фильтрации [13], в котором строится линейная регрессия  $\omega_{изм}^i = b + a \cdot i + \varepsilon_i$  по множеству пар  $(\omega_{изм}^i, i)$ ,  $i = 1, \dots, n$ , где  $n$  – окно линейного фильтра. Значения  $a$  и  $b$  определяются по формулам

$$\begin{aligned} a &= (n \Sigma_{t\omega} - \Sigma_t \Sigma_{\omega}) / (n \Sigma_{t^2} - \Sigma_t^2), \\ b &= (\Sigma_{t^2} \Sigma_{\omega} - \Sigma_t \Sigma_{t\omega}) / (n \Sigma_{t^2} - \Sigma_t^2), \end{aligned} \quad (3.7)$$

а среднеквадратичное значение  $\sigma$  величин  $\varepsilon_i$ ,  $i = 1, \dots, n$ , вычисляется по формуле

$$\sigma = \sqrt{\frac{\Sigma_{\omega^2} + a^2 \Sigma_{t^2} + nb^2 + 2(ab \Sigma_t - a \Sigma_{t\omega} - b \Sigma_{\omega})}{n-2}}, \quad (3.8)$$

$$\text{где } \Sigma_t = \sum_{i=1}^n i = \frac{n(n+1)}{2}, \quad \Sigma_{t^2} = \sum_{i=1}^n i^2 = \frac{n(n+1)(2n+1)}{6}, \quad \Sigma_{\omega} = \sum_{i=1}^n \omega_{изм}^i,$$

$$\Sigma_{\omega^2} = \sum_{i=1}^n (\omega_{изм}^i)^2, \quad \Sigma_{t\omega} = \sum_{i=1}^n i \cdot \omega_{изм}^i.$$

Синей линией на рис. 1 показаны измеренные значения мгновенного значения несущей частоты сигнала ГЛОНАСС, а красной – результат фильтрации при  $n = 500$ . По оси абсцисс отложен номер эпохи, а по оси ординат отложены измеренные значения радиальной скорости  $(\omega_{изм} - \omega_0) \cdot \lambda$  и результат фильтра в м/с.

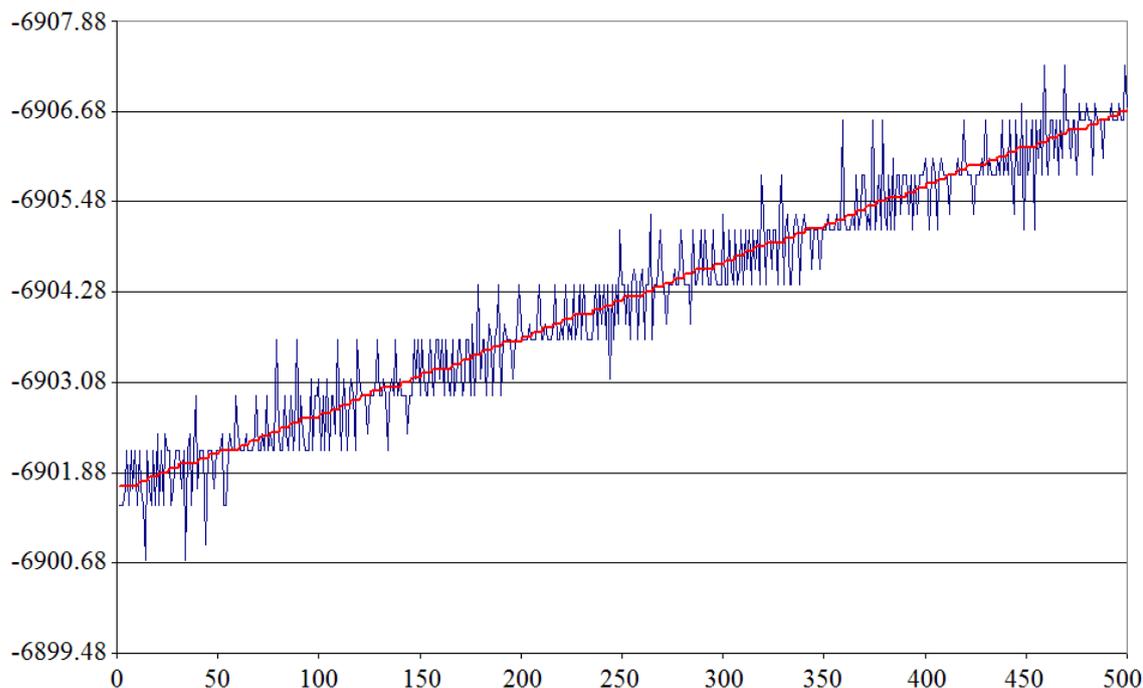


Рис. 1 – Измеренное значение радиальной скорости и результат фильтрации, м/с

Управлением  $\Delta\varphi$  по сдвигу фазы несущей частоты сигнала является прогноз линейной фильтрации ее измеренного значения:

$$\Delta\varphi_{изм} = -\arctg \frac{\text{sign}(I_d) \cdot I_m}{|I_d|}. \quad (3.9)$$

Число эпох  $n$ , участвующих в фильтрации измерений фазы несущей частоты  $\Delta\varphi_{изм}$ , равно 250. Следует обратить внимание, что  $\Delta\varphi_{изм}^i$  является поправкой к фазе несущей частоты (2.8). Поэтому, после выдачи управления  $\Delta\varphi^i$ , необходимо скорректировать массив измерений, полученный линейным фильтром. На синем графике рис. 2 показано накопление сдвижки по фазе сигнала  $\sum_{i=1}^n \Delta\varphi_{изм}^i$ , а на красном графике – сумма результата фильтрации измерений НКА ГЛОНАСС при  $n = 250$ . По оси абсцисс отложен номер эпохи, а по оси ординат отложены накопление измеренного значения (3.9) и результат фильтрации в градусах.

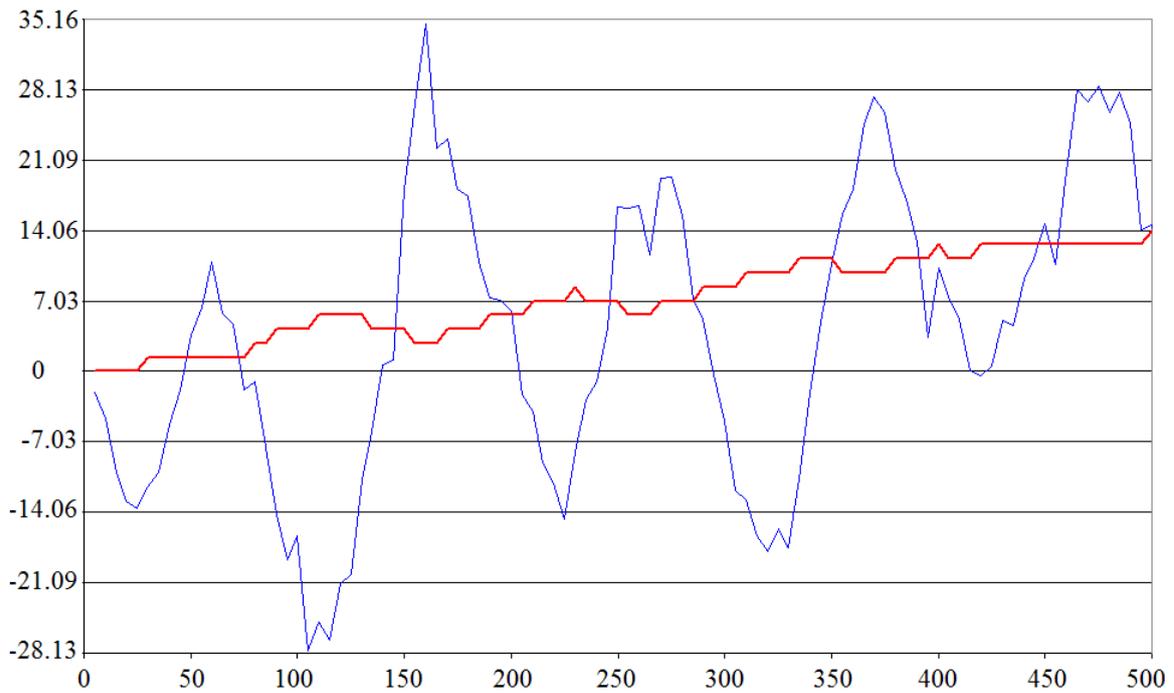


Рис. 2 – Накопление измеренного значения фазы несущей частоты и результат фильтрации, град

На рис. 3 изображены действительная  $I_d$  (зеленая линия) и мнимая  $I_m$  (красная линия) части сигнала на интервале 250 эпох при слежении за сигналом ГЛОНАСС в условных единицах накопления коррелятора. Изменение знака действительной части сигнала  $I_d$  говорит о смене значения информационного бита.

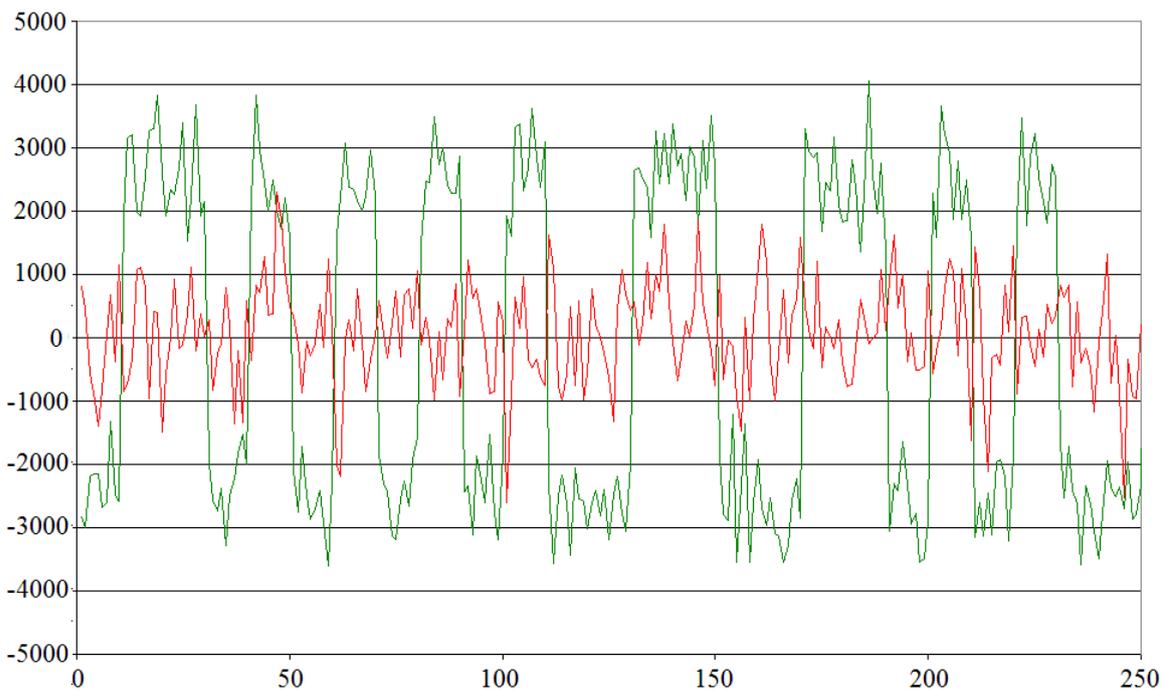


Рис. 3 – Действительная и мнимая части сигнала

Управление  $\tau$  по задержке сигнала является прогнозом измеренного значения по параметрам линейного фильтра:

$$\tau_{изм} = -\arctg \frac{\Delta_d \cdot k_\Delta}{I_d}, \quad k_\Delta = \frac{1}{2\Omega_0 \cdot \Delta\tau}. \quad (3.10)$$

Величина задержки ПСП  $\Delta\tau_{псп}$  – это шаг для вычисления интегралов (2.5), который подбирается эмпирически.

Число эпох  $n$ , участвующих в фильтрации  $\tau_{изм}^i$ , равно 8. Аналогично управлению по фазе несущей, управление  $\tau$  по задержке является поправкой, поэтому после выдачи управления необходимо скорректировать массив измерений, полученный линейным фильтром.

Синей линией на рис. 4 показано значение накопления  $\sum_{i=1}^n \tau_{изм}^i$ , красной – сумма результата фильтрации для сигнала ГЛОНАСС. По оси абсцисс отложен номер эпохи, по оси ординат отложены значения накопления измеренных значений (3.10) и результат фильтрации в градусах.

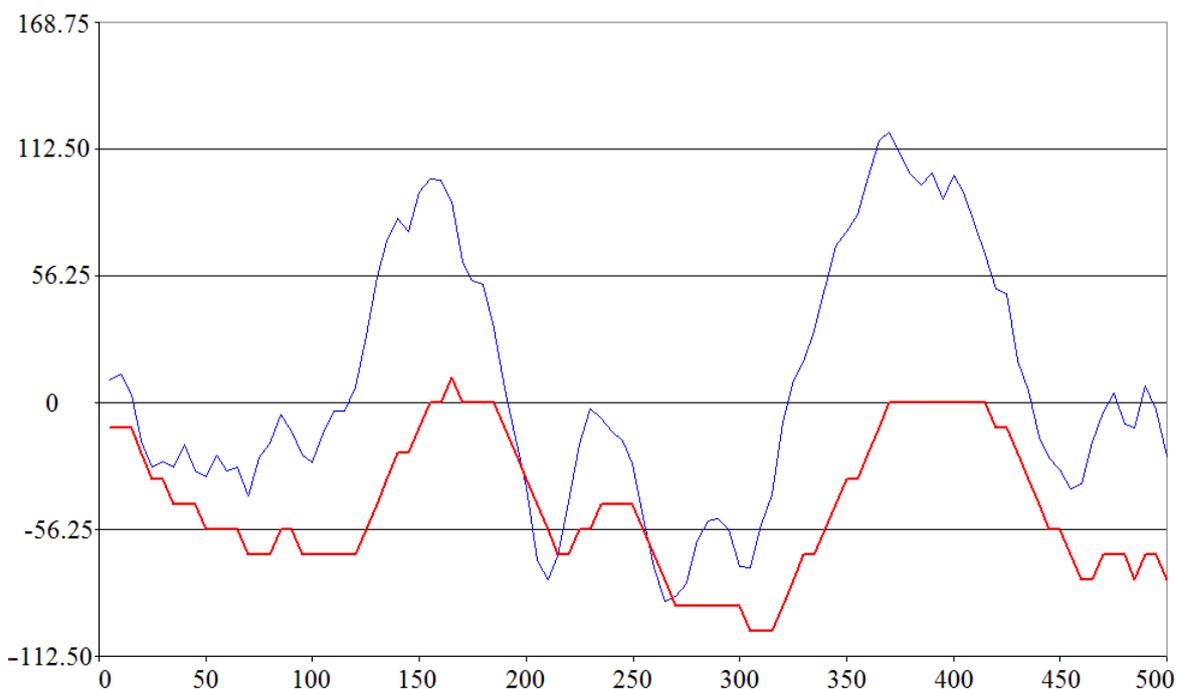


Рис. 4 – Накопление измеренного значения задержки сигнала и результат фильтрации, град

#### 4. Методика оценки точности измерений

Для оценки точности измерений псевдодальности  $\Psi^{пд}$  и псевдоскорости  $\Psi^{пс}$  без решения навигационной задачи [1, 2] с последующей оценкой невязки используются следующие методы:

- проведение измерений одного НКА по нескольким каналам коррелятора;
- проведение измерений разных НКА, находящихся в одной точке;

– сравнение приращения псевдодальности и псевдоскорости одного НКА.

Такие методы проведения сеансов измерений способны обеспечить имитаторы высокочастотных сигналов навигационных систем: отечественные «Навис СН-3803М» и «Компас ИМ2-РВ», зарубежные «Spirent GSS7700/STR4780» и «Rohde & Schwarz SMBV100A».

#### 4.1. Измерения одного НКА по нескольким каналам

В данном методе оценки точности предлагается проведение сеансов измерений одного НКА по нескольким каналам коррелятора. Рассогласование псевдодальности и псевдоскорости по разным каналам позволяет оценить точности измерений.

Измерения псевдодальности  $\Psi^{пд}$  и псевдоскорости  $\Psi^{пс}$  НКА ГЛОНАСС фиксировались в момент времени, соответствующий приходу бита информационного кадра, излученного в целочисленную секунду. На рис. 5 и рис. 6 соответственно изображены графики разности псевдодальности в м и псевдоскорости в м/с на двух разных каналах, работающих одновременно по одному и тому же НКА на интервале времени 600 секунд.

Среднеквадратическое отклонение (СКО) псевдодальности в данном эксперименте составило 2 м. Точность измерения псевдоскорости определяется дискретной единицей  $R_{\omega}$  управления по несущей частоте сигнала.

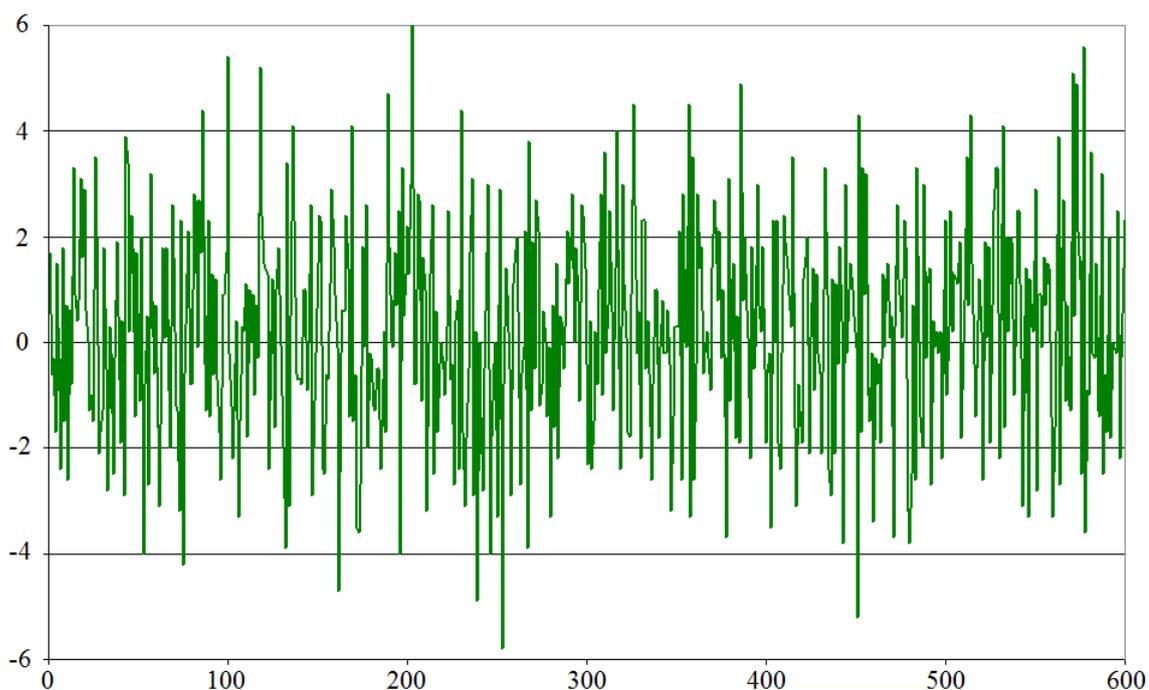


Рис. 5 – Разность псевдодальностей, м

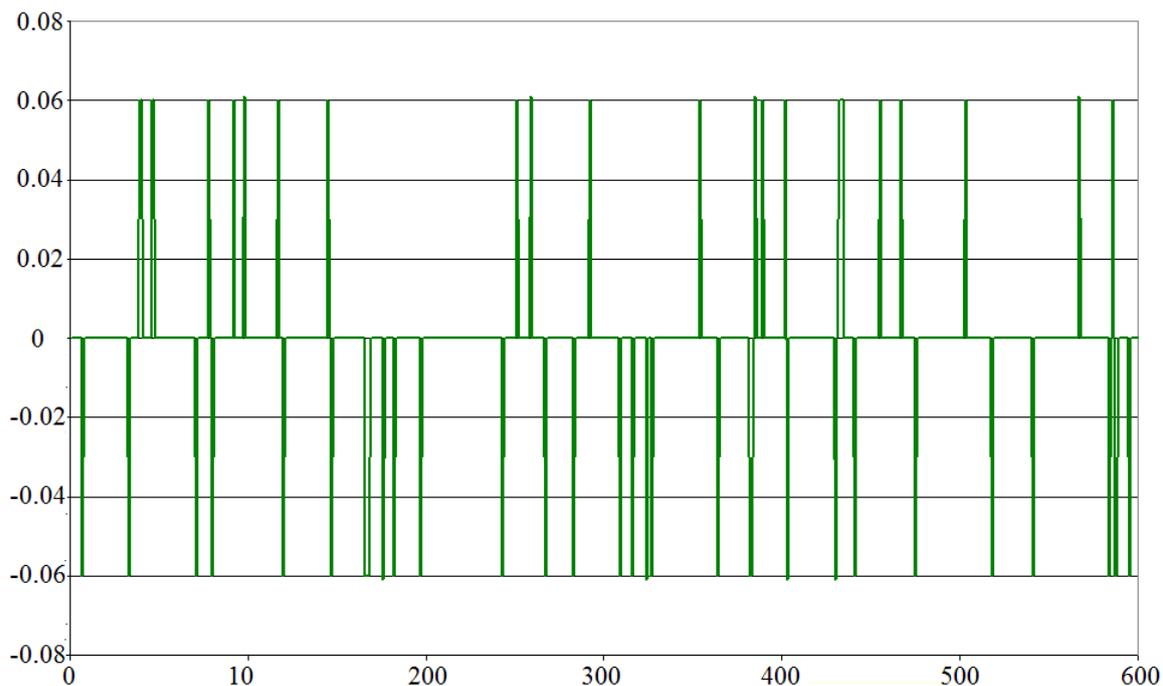


Рис. 6 – Разность псевдоскоростей, м/с

#### 4.2. Измерения разных НКА, находящихся в одной точке

В данном методе оценки точности предполагается проведение сеансов измерений разных НКА, в случае сигнала ГЛОНАСС принимаются разные литеры  $n_{лит}$ , а в GPS – различные номера по нескольким каналам коррелятора. В каждый момент времени все используемые НКА располагаются в одной точке пространства.

Рассогласование псевдодальности  $\Psi^{пл}$  и псевдоскорости  $\Psi^{пс}$  по разным каналам позволяет оценить точность измерений, полученных как бы с одного излучаемого пункта, но с разными параметрами излучения.

Измерения псевдодальности фиксировались в момент времени, соответствующий приходу бита информационного кадра, излученного в целочисленную секунду.

На рис. 7 изображен график в м разности псевдодальности НКА ГЛОНАСС по литерам –6 и –7 на двух разных каналах на интервале 600 секунд. СКО псевдодальности в данном эксперименте составляет 6.4 м.

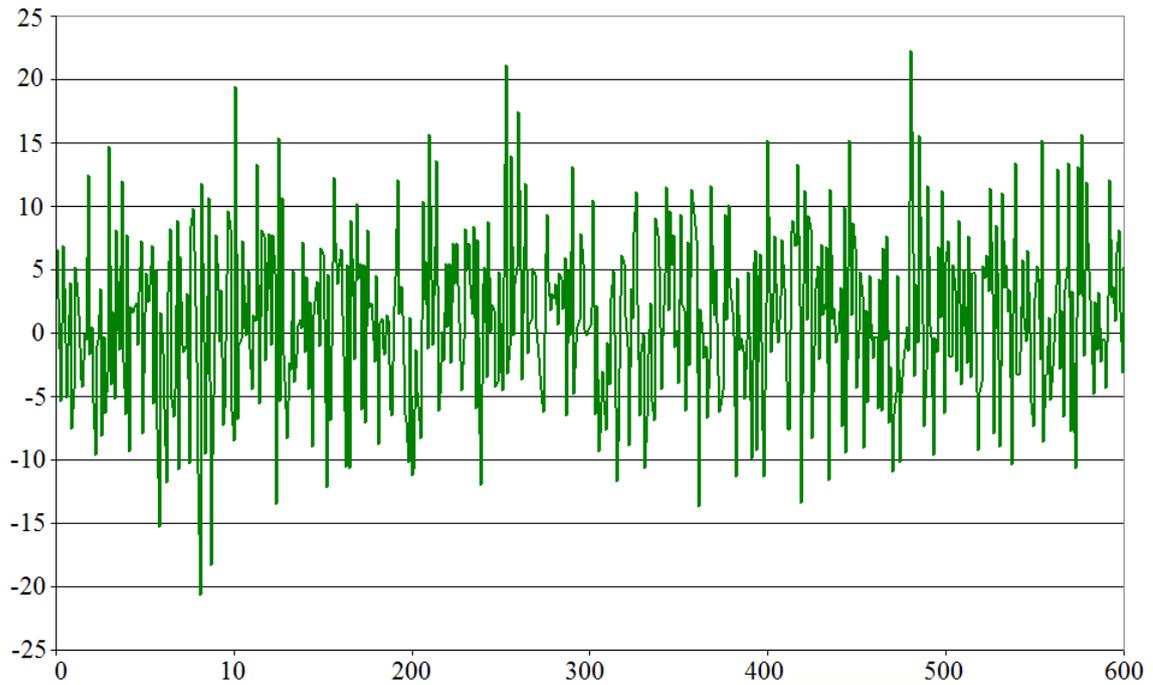


Рис. 7 – Разность псевдоскоростей разных каналов, м/с

На рис. 8 изображен график в м/с трех разностей псевдоскорости. СКО измерения псевдоскорости в данном эксперименте составило 3 см/с.

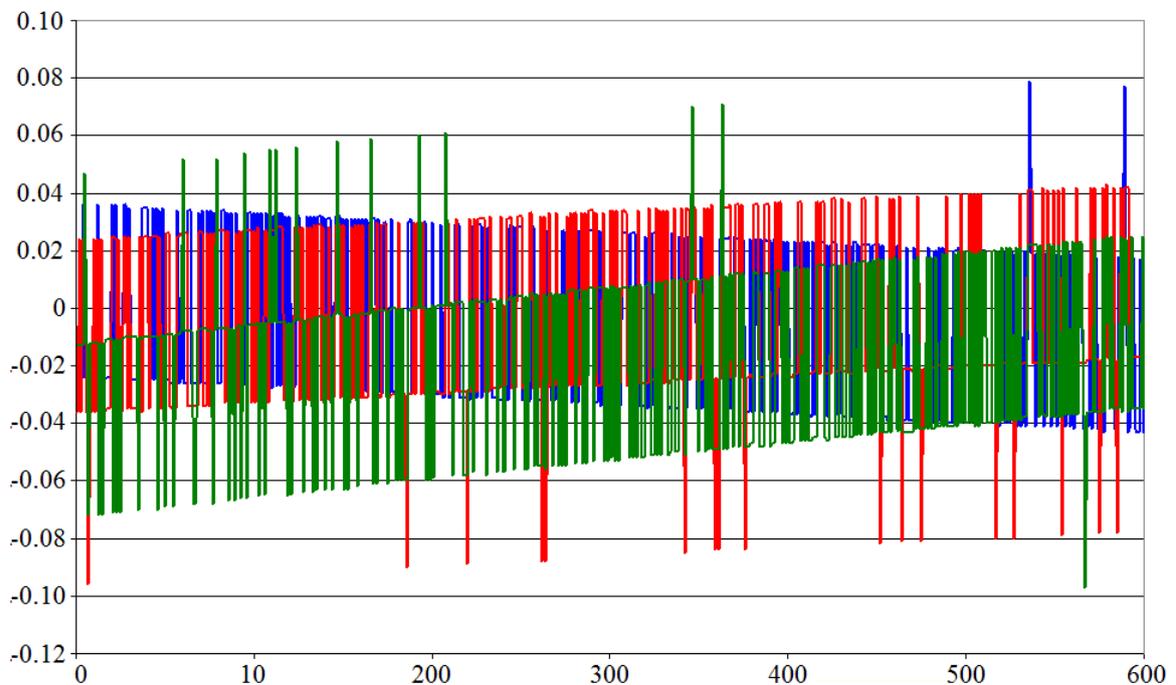


Рис. 8 – Разности псевдоскоростей разных каналов, м/с

### 4.3. Сравнение приращения измерений одного НКА

В данном методе оценки точности предлагается сравнение приращения псевдодальности и величины псевдоскорости на интервале эпохи  $t_{эп}$ .

Используя соотношение связи радиальной скорости  $v$  и дальности  $r$  до НКА

$$v = \frac{dr}{dt} \approx \frac{\Delta r}{\Delta t}, \quad (4.1)$$

можно оценить погрешность:

$$\xi_i = \frac{\Psi_i^{пд} - \Psi_{i-1}^{пд}}{t_{эп}^i} - \Psi_i^{пс}. \quad (4.2)$$

На рис. 9 изображен график погрешности  $\xi_i$  в м/с на интервале 5 тыс. эпох.

Рассмотрим величину  $\eta_i$ , выраженную в м/с:

$$\eta_i = \frac{c}{\Omega_0} \left( \Omega - \left[ \Omega + \frac{1}{2} \right] \right), \quad (4.3)$$

где  $[ \ ]$  – целая часть числа, т.е.  $\eta_i$  содержит остаток поднесущей частоты сигнала, определяемый дискретностью коррелятора. График величины  $\eta$  на интервале 5 тыс. эпох в м/с для сигнала ГЛОНАСС представлен на рис. 10.

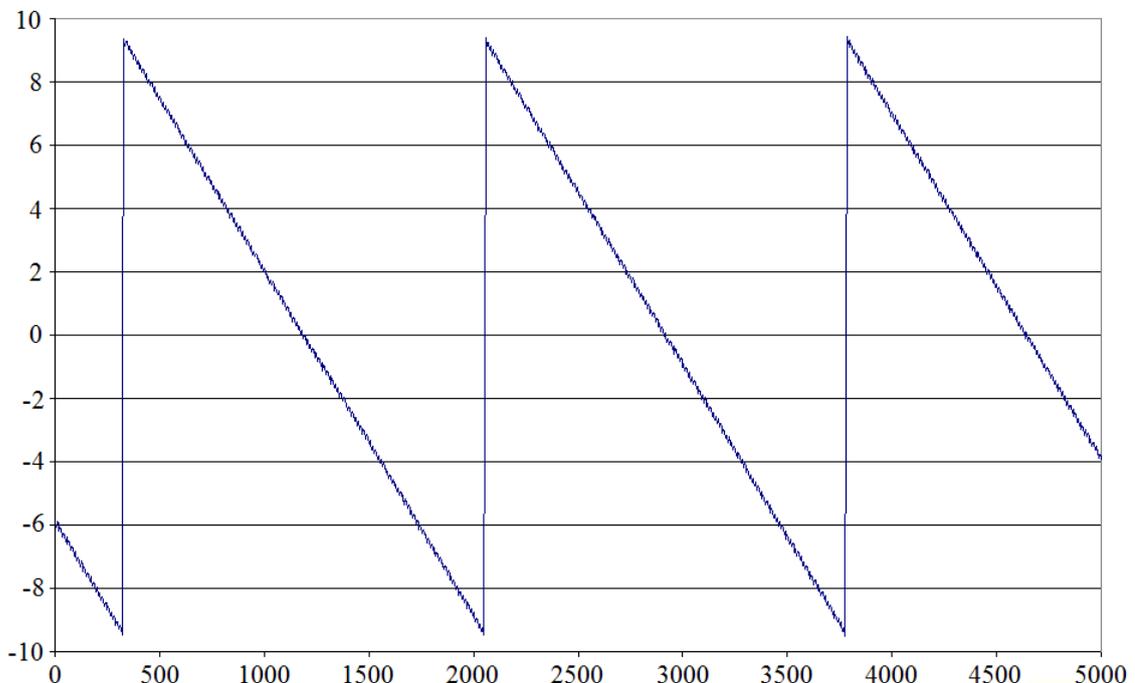
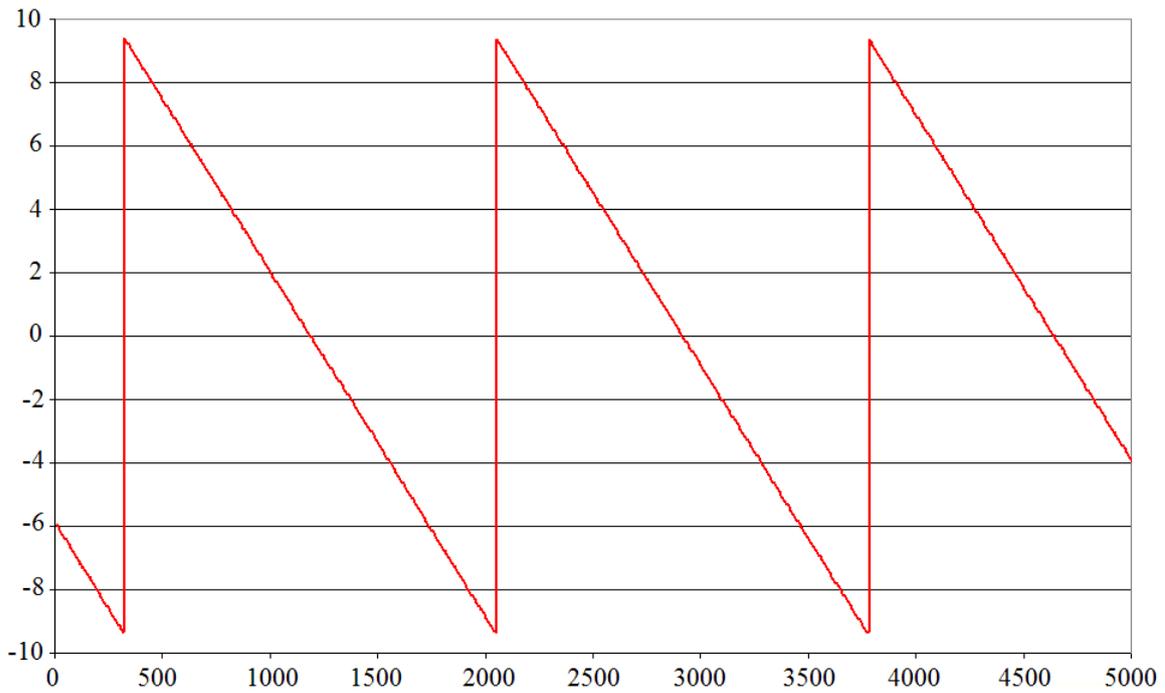
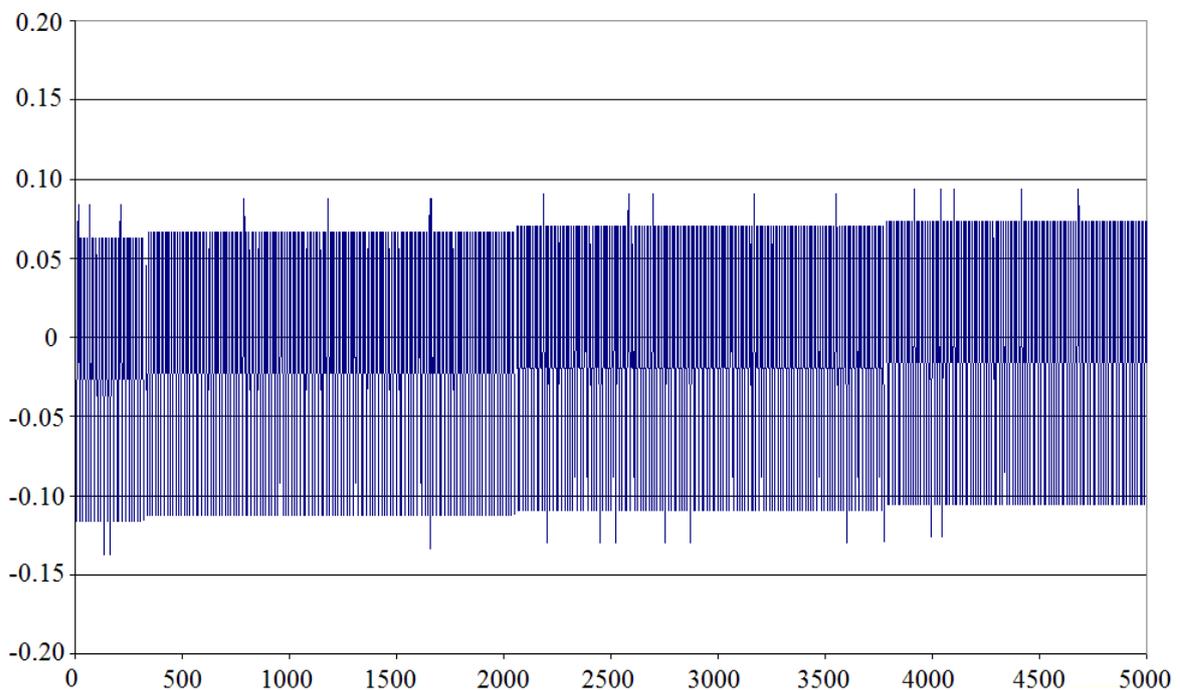


Рис. 9 – Погрешность измерения псевдоскорости, м/с

Рис. 10 – Величина  $\eta$ , м/с

Заметив сходство указанных величин  $\xi$  и  $\eta$ , рассмотрим разность  $\xi - \eta$ , график которой в м/с изображенный на рис. 11.

Рис. 11 – Величина  $\xi - \eta$ , в м/с

Используя значение  $\eta_i$ , найдем поправку  $\Delta\Psi_i^{\text{пл}}$  к псевдодальности  $\Psi_i^{\text{пл}}$ , минимизирующую значение  $\xi_i$ . Для скорректированного значения псевдодальности с поправкой  $\Delta\Psi_i^{\text{пл}}$  перепишем соотношение (4.2) в виде

$$\tilde{\xi}_i = \frac{(\Psi_i^{\text{пд}} + \Delta\Psi_i^{\text{пд}}) - (\Psi_{i-1}^{\text{пд}} + \Delta\Psi_{i-1}^{\text{пд}})}{t_{\text{эн}}^i} - \Psi_i^{\text{пс}} = \xi_i + \frac{\Delta\Psi_i^{\text{пд}} - \Delta\Psi_{i-1}^{\text{пд}}}{t_{\text{эн}}^i}. \quad (4.4)$$

Из (4.4), полагая  $\tilde{\xi}_i = 0$ , следует:

$$\Delta\Psi_i^{\text{пд}} = \Delta\Psi_{i-1}^{\text{пд}} - \xi_i t_{\text{эн}}^i. \quad (4.5)$$

Используя предположение о равенстве  $\xi_i$  и  $\eta_i$ , имеем в дискретном случае

$$\Delta\Psi_i^{\text{пд}} = \Delta\Psi_{i-1}^{\text{пд}} - \eta_i t_{\text{эн}}^i, \quad (4.6)$$

и в непрерывном, используя (4.4),

$$\Delta\Psi_i^{\text{пд}} = -\frac{c}{\Omega_0} \int_0^{t_{\text{эн}}^i} \left( \Omega(t) - \left[ \Omega(t) + \frac{1}{2} \right] \right) dt. \quad (4.7)$$

Предположим, что доплеровское смещение частоты  $\omega_{\text{дон}}$  является линейной функцией времени на некотором интервале времени, тогда:

$$\omega_{\text{дон}} = f_1 \cdot t + f_0. \quad (4.8)$$

Подставляя (4.8) в (2.2), получим соотношение для поднесущей частоты сигнала на момент  $t$ :

$$\Omega(t) = (\omega_0 + f_0 + f_1 \cdot t) \frac{\Omega_0}{\omega_0}. \quad (4.9)$$

Пусть, при  $t=0$ , значение  $\Omega(0) = \Omega_0 + \frac{f_0}{\omega_0} \Omega_0$  является целым числом, вычислим интеграл (4.7)

$$\Delta\Psi_i^{\text{пд}} = -\frac{1}{2} f_1 \frac{c}{\omega_0} (t_{\text{эн}}^i)^2. \quad (4.10)$$

Из соотношения (4.9) выразим  $t$  и подставим в (4.10):

$$\Delta\Psi^{\text{пд}} = -\frac{1}{2} c \frac{1}{f_1} \frac{\omega_0}{\Omega_0^2} \left( \Omega - \left( \Omega_0 + \frac{f_0}{\omega_0} \Omega_0 \right) \right)^2. \quad (4.11)$$

Для подтверждения соотношения (4.11) проведен эксперимент по приему сигнала ГЛОНАСС, в котором значение доплеровского смещения частоты составило  $\omega_{\text{дон}} \approx 9351$  Гц или 1600 м/с, при значении коэффициента  $f_1 = 54$  Гц/с или 9.7 м/с<sup>2</sup>. На рис. 12 изображен график поправки  $\Delta\Psi_i^{\text{пд}}$  в м к псевдодальности  $\Psi_i^{\text{пд}}$  в м на интервале 5 тыс. эпох.

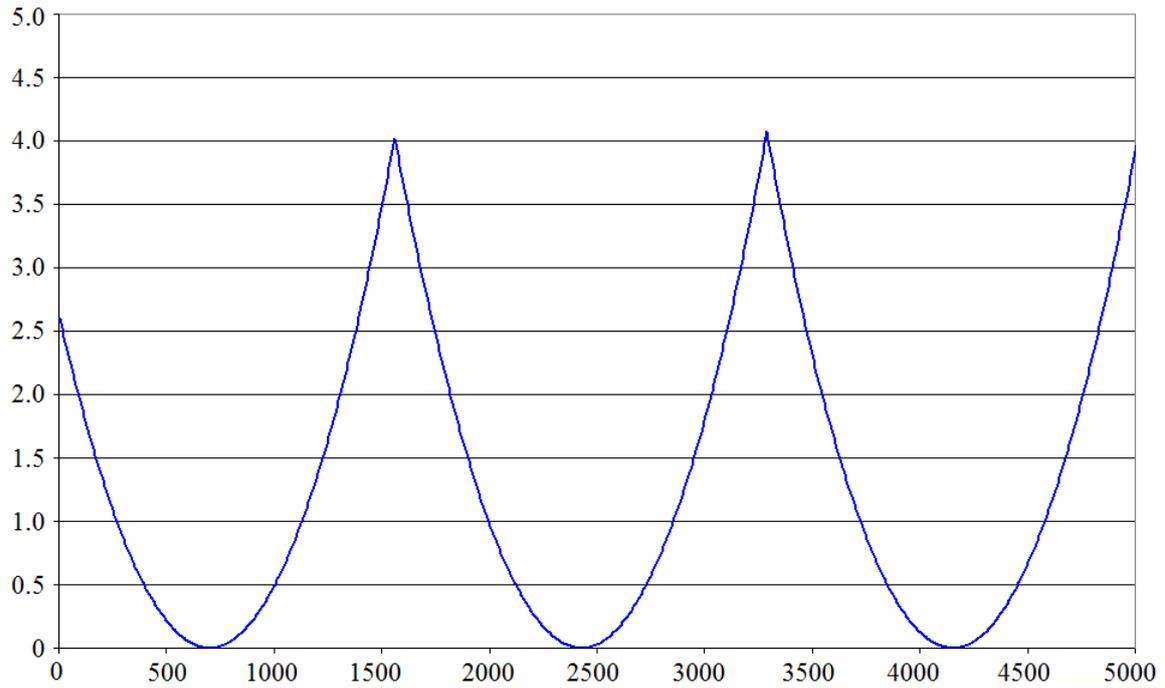
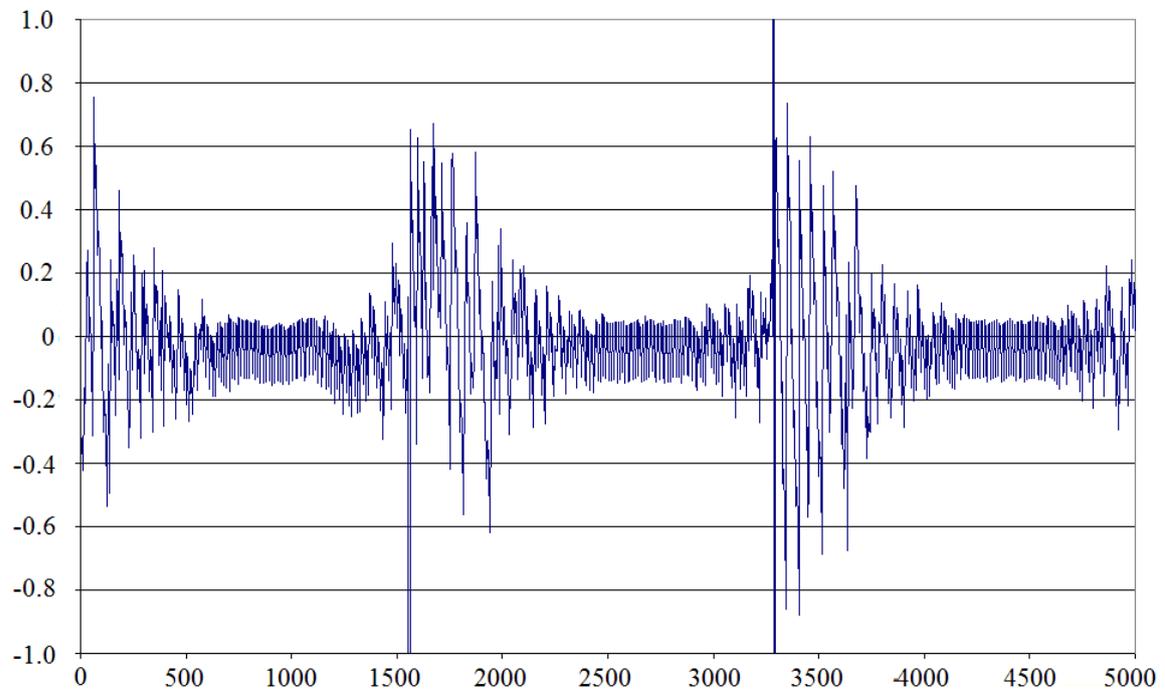


Рис. 12 – Поправка к псевдодальности, м

На рис. 13 представлен график невязки  $\tilde{\xi}_i$  (4.4) приращения псевдодальности и псевдоскорости в м/с. СКО величины  $\tilde{\xi}_i$  составляет 0.3 м/с. Выбросы величины  $\tilde{\xi}_i$  обусловлены сменой значения в корреляторе поднесущей частоты при управлении по несущей.

Рис. 13 – Невязка  $\tilde{\xi}_i$ , м/с

Заметим, что если  $f_1$  мало, то из (4.11) следует, что значение  $\Delta\Psi_i^{\text{пл}}$  вырождается. Правильный учет величины  $\Delta\Psi_i^{\text{пл}}$  при малых значениях скоростей изменения доплеровского смещения частоты  $f_1$  требует дополнительных исследований.

## 5. Коррелятор КФ118ХК1

Рассмотрим одночастотный коррелятор КФ118ХК1 производства ФГУП «Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения», который использовался для отработки автономной навигационной системы [1]. Коррелятор представляет собой программируемую логическую интегральную схему (ПЛИС) [14], способную независимо обрабатывать навигационные сигналы по 24 каналам.

В ПЛИС используется шкала времени с дискретностью  $f_{\text{кор}} = 43$  МГц. Интерфейсные регистры коррелятора воспринимаются и обновляются с периодом эпохи и определяются длительностью интервала накопления  $\Delta t = 1$  мс (2.3). При подсчете интегралов (2.4) и (2.5) используется 32-разрядный код, а тригонометрические функции  $\sin$  и  $\cos$  считаются с трехбитовым разрешением.

Отметим, что в целочисленной арифметике для оценки амплитуды сигнала  $A = \sqrt{I_d^2 + I_m^2}$  при расчете корня можно использовать формулу

$$3\sqrt{x^2 + y^2} \approx \min(x, y) + 3 \cdot \max(x, y), \quad (5.1)$$

где  $x$  и  $y$  – целые.

На рис. 14 изображена ошибка вычисления (5.1) в процентах:

$$\Delta_{\sqrt{}} = \frac{3\sqrt{x^2 + y^2} - (\min(x, y) + 3 \cdot \max(x, y))}{3\sqrt{x^2 + y^2}} \cdot 100\%, \quad (5.2)$$

$$y = 1001 - x.$$

По оси абсцисс рис. 14 отложены целочисленные значения  $x$ .



Коррелятор КФ118ХК1 на монтажной плате

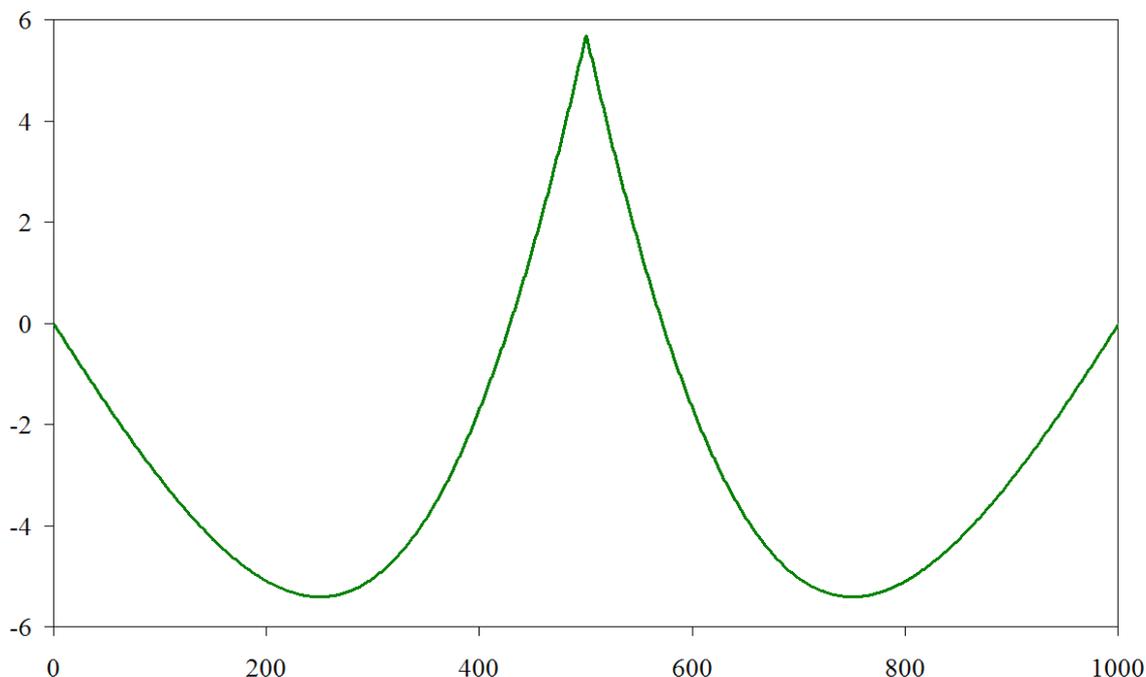


Рис. 14 – Ошибка вычисления квадратного корня на целочисленном процессоре в процентах

Для быстрого поиска радионавигационного сигнала в корреляторе КФ118ХК1 реализована поисковая машина. ПМ воспринимает массив регистров несущей  $\mathbf{S}_{\text{пм}}^{\omega} = \{S_{\omega}^1, \dots, S_{\omega}^{20}\}$  и поднесущей частот  $\mathbf{S}_{\text{пм}}^{\Omega} = \{S_{\Omega}^1, \dots, S_{\Omega}^{20}\}$  размерности 20, в каждой точке которого ищется сигнал НКА. Задается литер  $n_{\text{лит}}$  для ГЛОНАСС и номер спутника для GPS в диапазоне от 1 до 32. Компоненты векторов регистров несущей и поднесущей частот рассчитываются по формулам:

$$S_{\omega}^i = \frac{2^{23}}{f_{\text{кор}}} \omega^i, \quad S_{\Omega}^i = \frac{2^{26}}{f_{\text{кор}}} \Omega^i. \quad (5.3)$$

Используя (2.2), можно вывести соотношение для связи регистров управления ПМ КФ118ХК1:

$$S_{\Omega}^i = S_{\omega}^i \cdot 2^3 \cdot \frac{\Omega_0}{\omega_0}. \quad (5.4)$$

В каждой точке задаваемой частоты ПМ производит корреляционную обработку и вычисляет упорядоченный массив из 16 элементов амплитуд  $\mathbf{F}_A$ , соответствующие ему задержки сигнала  $\mathbf{F}_{\tau} = \{F_{\tau}^i\}$  и моменты фиксации эпохи  $\mathbf{F}_{\text{эп}}$ . Амплитуды  $\mathbf{F}_A$  выдаются в условных единицах, регистры задержки сигнала  $\mathbf{F}_{\tau}$  связаны с задержкой сигнала  $\tau$  формулой

$$\tau_i = \frac{1}{2} \frac{1}{\Omega} F_{\tau}^i. \quad (5.5)$$

Целочисленные регистры  $F_{эп}$  моментов фиксации  $F_A$  и  $F_\tau$  привязаны к тактам шкалы ПЛИС и изменяются в диапазоне  $[0, 10^{-3} \cdot f_{кор}) = [0, 43000)$ .

Радионавигационный сигнал с усилителя антенного устройства поступает на преобразователь частоты, целью которого является понижение частоты входного сигнала. В связи с этим, в корреляторе КФ118ХК1 номинальное значение несущей частоты излучения и знак доплеровского смещения частоты для сигнала ГЛОНАСС определяются соотношениями

$$\omega_0 = f_{кор}^{ГЛН} + n_{лит} \cdot \Delta f_{L_1}^{ГЛН}, \quad \omega = \omega_0 - \omega_{доп}, \quad f_{кор}^{ГЛН} = 10 \text{ МГц}. \quad (5.6)$$

Аналогично, для GPS:

$$\omega_0 = f_{кор}^{GPS}, \quad \omega = \omega_0 + \omega_{доп}, \quad f_{кор}^{GPS} = 6.42 \text{ МГц}. \quad (5.7)$$

Для управления по несущей частоте сигнала  $\omega$ , фазе несущей частоты  $\Delta\phi$  (2.8), времени начала генерации ПСП  $\tau$  (2.9) и величине задержки ПСП  $\Delta\tau$  (2.5) в корреляторе реализованы 32-разрядные целочисленные регистры управления  $R^\omega$ ,  $R^\phi$ ,  $R^{\tau_{тр}}$ ,  $R^{\tau_{тн}}$ ,  $R^\Delta$ . Реализован дополнительный регистр управления  $R_\Omega$  по поднесущей частоте.

Для задания несущей частоты  $\omega$  сигнала в корреляторе реализован целочисленный регистр управления  $R^\omega$ , который определяется соотношением

$$R^\omega = \frac{2^{27}}{f_{кор}} \omega \approx 3.1 \cdot \omega. \quad (5.8)$$

В рассматриваемом корреляторе существует возможность управления по поднесущей частоте сигнала  $\Omega$  с использованием целочисленного регистра  $R^\Omega$ :

$$R^\Omega = \frac{2^{27}}{f_{кор}} \cdot 10 \cdot \Omega \approx 31.2 \cdot \Omega. \quad (5.9)$$

Следует отметить, что при расчете регистра  $R_\Omega$  управления по поднесущей частоте следует учитывать соотношение с несущей частотой (2.2). Подставляя (2.2) в (2.4) и используя (5.5), имеем соотношение для регистра управления по поднесущей частоте:

$$R^\Omega = R^\omega \cdot 10 \cdot \frac{\Omega_0}{\omega_0}. \quad (5.10)$$

Для управления по фазе несущей частоты сигнала  $\Phi$   $\Delta\phi$  (2.8) присутствует целочисленный регистр управления  $R^\phi$ :

$$R^\phi = \frac{2^8}{2\pi} \cdot \Delta\phi. \quad (5.11)$$

Управление по началу генерации ПСП  $\tau$  (2.9) осуществляется с использованием двух целочисленных регистров  $R^{\tau_{тр}}$ ,  $R^{\tau_{тн}}$  разной дискретности:

$$\tau = \frac{1}{10 \cdot \Omega} \left( R^{\tau_{тр}} + \frac{1}{2^6} R^{\tau_{тн}} \right). \quad (5.12)$$

Величина задержки ПСП  $\Delta\tau$  для вычисления интеграла (2.5) подбиралась опытным путем и составила величину порядка нескольких тактов шкалы коррелятора:  $\Delta\tau = \frac{3}{f_{кор}}$  для ГЛОНАСС и  $\Delta\tau = \frac{1}{f_{кор}}$  для GPS.

Коррелятор измеряет количество полных циклов и остаток фазы несущей частоты за время прихода эпохи. Количество полных циклов  $m_u$  формируется в регистре  $Q_u$ , а остаток фазы – в регистре  $Q_\varphi$ , содержимое которого определяется в полуциклах, аналогично (5.11):

$$Q_\varphi = \frac{2^7}{\pi} \cdot m_\varphi. \quad (5.13)$$

По фиксации эпохи коррелятор сохраняет номер миллисекунды  $Q_{мс}$  и время  $Q_{эн}$  внутри миллисекунды. Для  $m_{эн}$  (2.11), измеряемого в секундах:

$$m_{эн} = \frac{1}{10^3} Q_{мс} + \frac{1}{f_{кор}} Q_{эн}. \quad (5.14)$$

Коррелятор фиксирует остаток фазы поднесущей частоты  $m_\Omega$  (2.11) в целочисленном регистре  $Q_\Omega$ :

$$m_\Omega = 2\pi \cdot \frac{1}{10} \cdot 2^{-16} Q_\Omega. \quad (5.15)$$

Подставляя (5.9), (5.13) и (5.14) в (2.13), получаем соотношение для псевдодальности, выраженной через содержимое регистров измерений коррелятора

$$\Psi_{пд} = c \frac{1}{f_{кор}} \left( Q_{эн} - \frac{Q_\Omega}{R^\Omega} \cdot 2^{11} \right) + \lambda_{эн} \cdot n. \quad (5.16)$$

Соотношение (5.16) для псевдодальности показывает, что дискретная единица  $Q_{эн}$  соответствует 7 м, а дискретная единица  $Q_\Omega$  соответствует 0.1 мм.

Значение измерения псевдоскорости  $\Psi^{пс}$  (2.7) с учетом (5.6), (5.7) и (5.8) запишется в виде:

$$\Psi^{пс} = (R^\omega - R^{\omega_0}) \cdot \frac{f_{кор}}{2^{27}} \cdot \lambda \cdot \begin{cases} -1 & , \text{ для ГЛОНАСС} \\ +1 & , \text{ для GPS} \end{cases}, \quad (5.17)$$

$$R^{\omega_0} = \omega_0 \frac{2^{27}}{f_{кор}}.$$

Соотношение (5.17) показывает, что дискретная единица  $R^\omega$  соответствует 6 см/с, что определяет точность измерения псевдоскорости.

Отметим, что фильтрацию измеренных значений несущей частоты сигнала  $\hat{\omega}_{изм}$  (3.6), сдвига фазы несущей частоты  $\Delta\varphi_{изм}$  (3.9) и задержки сигнала ПСП  $\tau_{изм}$  (3.10) целесообразно вести в единицах коррелятора, используя соотношения (5.8), (5.11) и (5.12) для пересчета соответственно:

$$R_{изм}^\omega = \frac{2^{27}}{f_{кор}} \frac{1}{10^{-3}} m_u, \quad (5.18)$$

$$R_{изм}^\varphi = -\frac{2^8}{2\pi} \operatorname{arctg} \frac{\operatorname{sign}(I_d) \cdot I_m}{|I_d|}, \quad (5.19)$$

$$R_{изм}^{\tau_{тчн}} = -\frac{f_{кор}}{2^{27}} \cdot 2^6 \cdot R^\Omega \cdot \operatorname{arctg} \frac{\Delta_d \cdot k_\Delta}{I_d}, \quad k_\Delta = \frac{1}{2\Omega_0 \cdot \Delta\tau}. \quad (5.20)$$

Для поправки к псевдодальности  $\Delta\Psi^{пд}$ , используя (5.7), имеем:

$$\Delta\Psi^{пд} = -\frac{1}{2} c \frac{1}{f_1} \frac{\omega_0}{\Omega_0^2} \frac{f_{кор}}{2^{27}} \frac{1}{10} \left( R^\Omega - R^{\Omega_0} \left( 1 + \frac{f_0}{\omega_0} \right) \right)^2, \quad (5.21)$$

$$\text{где } R^{\Omega_0} = \frac{2^{27}}{f_{кор}} \cdot 10 \cdot \Omega_0.$$

Соотношение (5.21) показывает, что поправка  $\Delta\Psi^{пд}$  зависит только от дискретности представления и вычисления поднесущей частоты в корреляторе.

Отметим, что величина дискретности (5.3) управления по поднесущей частоте коррелятора определяет погрешности измерений псевдодальности и псевдоскорости, описываемые величиной  $\eta_i$  (4.3). Если при слежении за сигналом погрешность управления по поднесущей частоте составит единицу дискретности, то это вызовет погрешность в измерении псевдодальности; ошибка измерения псевдодальности 9.4 м для НКА ГЛОНАСС и 4.7 м для НКА GPS.

## Заключение

В рамках создания алгоритмов и программ автономной навигационной системы определения орбиты спутника с использованием законов динамики движения КА непосредственно при обработке измерений псевдодальности и псевдоскорости по протяженной мерной базе созданы алгоритмы поиска и слежения за сигналами навигационных систем ГЛОНАСС и GPS. Созданные алгоритмы предназначены для аппаратных корреляторов бортовых систем, входящих в состав КА с высокой динамикой полета на орбите с большим эксцентриситетом. Алгоритмы поиска не используют

априорных данных об орбите КА и орбитах навигационных спутников и позволяют искать радионавигационный сигнал при радиальной скорости до НКА  $\pm 10$  км/с с первоначальным шагом поиска 20.5 кГц.

Предложены методики оценки точности псевдодальности и псевдоскорости без решения навигационной задачи.

Предложен алгоритм вычисления поправки к псевдодальности для повышения ее точности, определяемой дискретностью задания кода управления по поднесущей частоте.

Проведены вычислительные эксперименты с аппаратным одночастотным 24-канальным коррелятором КФ118ХК1 и сигналами, смоделированными имитаторами спутниковых систем. Ограниченная точность измерения псевдоскорости в 6 см/с (1 сигма) обусловлена дискретностью задания регистра управления по несущей частоте. Эксперименты показали, что фактическая точность измерения псевдодальности составляет 6.4 м, а точность измерения псевдоскорости в 3 см/с (1 сигма) обусловлена осреднением.

Данную работу можно использовать как справочное руководство для управления коррелятором КФ118ХК1.

## Литература

1. Аким Э.Л., Астахов А.П., Бакитько Р.В и др. Автономная навигационная система околоземного космического аппарата // Изв. РАН. ТмСУ. 2009. № 2, С. 139–158.
2. Аким Э.Л., Капралов М.А., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Определение параметров движения космического аппарата бортовой навигационной системой по измерениям псевдоскорости и псевдодальности спутниковых навигационных систем // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2004. № 25. 24 с.  
URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2004-20>
3. Аким Э.Л., Тучин Д.А. Апостериорная оценка точности определения вектора состояния земного наблюдателя по измерениям дальности и скорости системы космической навигации GPS // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2001. № 36. 24 с.  
URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2001-36>
4. Аким Э.Л., Тучин Д.А. Ионосферная составляющая измерений псевдодальности околоземных космических аппаратов // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2004. № 4. 18 с.  
URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2004-4>
5. Аким Э.Л., Энеев Т.М. Определение параметров движения космического летательного аппарата по данным траекторных измерений // Космич. исслед. т. 1, вып. 1., 1963, С. 5-50  
URL: [ftp://ftp.kiam1.rssi.ru/pub/gps/lib/article/akim/1963\\_akimenee.djvu](ftp://ftp.kiam1.rssi.ru/pub/gps/lib/article/akim/1963_akimenee.djvu)

6. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. Изд. 4-е., перераб. и доп. – М.: Радиотехника, 2010. – 800 с., илл.
7. Кудрявцев И.В., Мищенко И.Н., Волынкин А.И. и др. Бортовые устройства спутниковой радионавигации / Под ред. В.С. Шебшаевича. – М.: Транспорт, 1988. – 201 с.
8. Михайлов Н.В. Автономная навигация космических аппаратов при помощи спутниковых радионавигационных систем. – СПб.: Политехника, 2014. – 362 с.
9. Комовкин С.В., Лавренов С.М., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Ярошевский В.С. Небесно-механическая интерпретация запросных радиотехнических измерений радиальной скорости космических аппаратов научного назначения // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2015, № 4. С. 77-80  
URL: <http://vestnik.laspace.ru/archives/04-2015/>
10. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ, редакция 5.1. М., 2002.  
URL: <ftp://ftp.kiam1.rssi.ru/pub/gps/lib/icd/ikd51ru.pdf>
11. Global Position System Wing (GPSW) Systems Engineering & Integration. Interface Specification IS-GPS-200. Revision E. Navstar GPS Space Segment / Navigation User Interfaces, 2010.  
URL: <ftp://ftp.kiam1.rssi.ru/pub/gps/lib/icd/icd200e.pdf>
12. Словарь по кибернетике / под ред. акад. В.М. Глушкова. – Киев: Главная редакция УСЭ, 1979. – 624 с.
13. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике (для научных работников и инженеров). – М.: Наука, 1974.
14. Максфилд Е. Проектирование на ПЛИС. Курс молодого бойца. – М.: Издательский дом «Додэка-XXI», 2007. – 408 с., илл.

## Список сокращений

АНС	– автономная навигационная система
АО	– акционерное общество
ГЛОНАСС	– Глобальная навигационная спутниковая система
ИПМ	– Институт прикладной математики
КА	– космический аппарат
НКА	– навигационный космический аппарат
ОГ	– опорный генератор
ПЛИС	– программируемая логическая интегральная схема
ПМ	– поисковая машина
ПСП	– псевдошумовая последовательность
РАН	– Российская академия наук
СКО	– среднеквадратическое отклонение
ФГУП	– Федеральное государственное унитарное предприятие
C/A	– Coarse Acquisition
GPS	– Global Positioning System
UTC	– Coordinated Universal Time

Денис Андреевич Тучин  
к.ф.-м.н., ведущий научный сотрудник  
ИПМ им. М.В.Келдыша РАН  
e-mail: [den@kiam1.rssi.ru](mailto:den@kiam1.rssi.ru)  
http: [www.kiam1.rssi.ru/~den](http://www.kiam1.rssi.ru/~den)

