

УДК 52.08, 528.223

## ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС ДЛЯ ФОРМИРОВАНИЯ ГРАВИМЕТРИЧЕСКОЙ МНОГОСПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ

В.Ф. Фатеев, Р.А. Давлатов, В.П. Лопатин

ФГУП «ВНИИФТРИ», Менделеево, Московская обл.  
fateev@vniiftri.ru, davlatov\_r\_a@mail.ru, lopatin@vniiftri.ru

*Система ГЛОНАСС помимо своего прямого назначения обеспечения определения местоположения может использоваться для уточнения параметров гравитационного поля Земли. На основе системы ГЛОНАСС могут быть сформированы принципиально новые типы измерителей: космический градиентометр по линии «высокий спутник-высокий спутник», бистатический радиовысотометр, спутниковый гравиметр. В работе представлены результаты анализа эффективности использования указанных измерителей для уточнения параметров ГПЗ и формирования системы суточного мониторинга изменения гравитационного поля Земли в глобальном масштабе.*

*Ключевые слова:* ГЛОНАСС, гравитационное поле Земли, многоспутниковая система, мониторинг.

## POSSIBILITIES FOR USING THE GLONASS SYSTEM TO FORMING GRAVIMETRIC MULTISATELLITE SYSTEM

V.F. Fateev, R.A. Davlatov, V.P. Lopatin

FSUE «VNIIFTRI», Mendeleevo, Moskov region  
fateev@vniiftri.ru, davlatov\_r\_a@mail.ru, lopatin@vniiftri.ru

*The GLONASS system can be used to refine the parameters of the Earth's gravitational field (EGF). On the basis of the GLONASS system, fundamentally new types of measurements can be formed: a space gradiometer along the “high satellite-high satellite” line, a bistatic radio altimeter, and a satellite gravimeter. The paper presents the results of an analysis of the effectiveness of using these measurements to refine the parameters of EGF and the formation of a monitoring system for changes in the EGF on a global scale.*

*Keywords:* GLONASS, Earth's gravitational field, multi-satellite system, monitoring.

### Введение

До недавнего времени геофизические параметры Земли определялись на основе комбинированного метода с использованием воздушных и космических измерительных средств, а также наземных измерений. Однако, этот метод дает низкую точность решения и пространственную ограниченность полученных данных.

Для решения указанной задачи были запущены специальные геодези-

ческие спутники, оснащенные космическими градиентометрами и радиовысотометрами. Реализация таких градиентометрических проектов, как CHAMP, GRACE, GOCE, а также запуск нескольких геодезических спутников с бортовыми радиовысотометрами (Jason-1,2,3, TOPEX/Poseidon, GEOSAT и т.д.) позволили значительно улучшить модель гравитационного поля Земли (ГПЗ), модель поверхности геоида, а также осуществить мониторинг изменения геофизических параметров Земли.

При всем своем огромном вкладе в изучение геофизических параметров Земли, реализованные космические геодезические проекты имеют ряд недостатков: высокая стоимость изготовления, ограниченные функциональные возможности, а также продолжительный интервал накопления данных в силу ограниченного количества спутников.

Указанные недостатки могут быть решены путем использования специального комплекса, основанного на возможностях системы ГЛОНАСС: межспутниковой лазерной навигационно-связной системы (МЛНСС) и навигационной аппаратуры потребителя с комплектом антенн на борту малоразмерного космического аппарата (МКА).

В многоспутниковой системе предполагается использование следующих измерений:

- определение градиента ГПЗ на основе измерения вариаций взаимного положения спутников ГЛОНАСС;
- измерения текущего профиля геоида на основе бистатического высотомера, использующего сигналы ГЛОНАСС, отраженные от поверхности океана;
- измерения текущей дальности «низкий КА – КА ГЛОНАСС» и ее производных для измерения ускорения свободного падения МКА.

#### **Космический гравитационный градиентометр по линии «высокий спутник-высокий спутник»**

Для улучшения точностных характеристик глобальной навигационной системы ГЛОНАСС разрабатывается система «Лазерный ГЛОНАСС», один из элементов которой является МЛНСС для проведения лазерных высокоточных межспутниковых беззапросных измерений [1]. Функции МЛНСС реализуются на основе встречного измерения псевдодальностей  $R_{12}$  между парами КА и обмена результатами этих измерений. Под встречными измерениями псевдодальностей понимается фиксация на взаимодействующих КА моментов излучения «своих» дальномерных сигналов, приёма – «чужих», определение интервала времени между этими моментами  $\tau_{изм1}$  и обмена результатами этих измерений между КА [2].

В результате измерений составляется система уравнений:

$$\begin{cases} \tau_{\text{изм1}} = \tau_{\text{лс}} + \delta\tau \\ \tau_{\text{изм2}} = \tau_{\text{лс}} - \delta\tau \end{cases} \quad (1)$$

В случае однозначного соответствия между четырьмя измерениями моментов времени полуразность между измеренными интервалами определяет сдвиг бортовых шкал, в которых фиксируются моменты времени:

$$\delta\tau = \frac{\tau_{\text{изм1}} - \tau_{\text{изм2}}}{2}. \quad (2)$$

Однако полусумма между измеренными интервалами открывает возможность определения дальности между КА:

$$R_{12} = c \left( \frac{\tau_{\text{изм1}} + \tau_{\text{изм2}}}{2} \right). \quad (3)$$

Таким образом, система «Лазерный ГЛОНАСС» может рассматриваться как гравитационный градиентометр по линии «высокий спутник – высокий спутник». До недавнего времени такая система не была развернута, так как отсутствовали межспутниковые измерители на борту ГНСС. Впервые предложение по использованию дальномерных измерений между спутниками ГЛОНАСС было сформировано в работе [3].

На рисунке 1 представлена топология системы. Основные технические характеристики системы МЛНСС:

- длина линии связи – около 20 000 км;
- длительность импульса – 3 нс;
- погрешность определения межспутникового расстояния – 1 см;
- частота повторений импульса – 5 кГц;
- ширина диаграммы направленности излучающей лазерной антенны – 30'.



Рис. 1. Топология взаимных измерений в градиентометре по линии «высокий спутник-высокий спутник»

Параметры орбиты являются основополагающими элементами любого космического гравитационного градиентометра. Это обусловлено несколькими факторами:

– с увеличением высоты орбиты КГГ значительно уменьшается величина гравитационного градиента, что способствует формированию более высоких требований к точности измерителя;

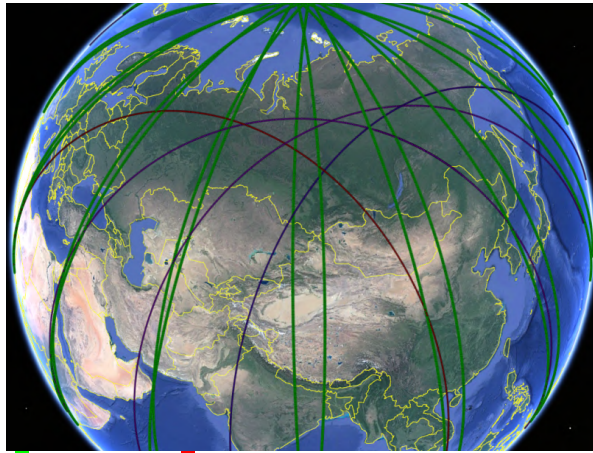
– уменьшение высоты орбиты способствует значительному сокращению сроков работы КГГ, так как для компенсации влияния возмущающих факторов увеличивается объем потребления бортового топлива;

– в зависимости от угла наклона орбиты изменяется влияние ГПЗ на чувствительные элементы КГГ, так как меняется величина влияния зональных, тессеральных и секторальных гармонических коэффициентов.

В настоящее время при проектировании КГГ стараются уменьшить высоту орбит, угол наклона орбиты выбирают близким к  $90^\circ$  и рекомендуют использовать еще одну орбиту с наклоном около  $45^\circ$ . Система ГЛОНАСС значительно отличается от этих рекомендаций, так как создавалась для целей обеспечения навигации. Однако это не означает непригодности системы для уточнения параметров ГПЗ.

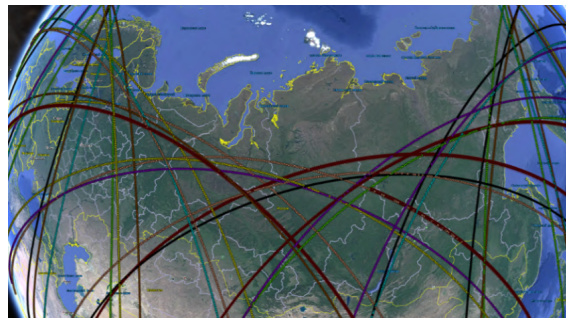
Классические КГГ (GRACE/GOCE/GRACE-FO) в своем суточном движении описывают подспутниковые трассы в меридиональном направлении (рис. 2, зеленые линии). Вследствие этого система в большей степени уточняет зональные гармонические коэффициенты. Подспутниковые точки ГЛОНАСС расположены в меридиональном направлении в экваториальной зоне, в средних широтах в направлении наклонных прямых и в высоких широтах вдоль параллелей. Таким образом, в зависимости от рассматриваемой области измерительная информация «Лазерный ГЛОНАСС» может использоваться для уточнения: зональных гармоник в экваториальной зоне, тессеральных и секторальных в средних широтах, секторальных в высоких широтах.

Одним из отличий системы «Лазерный ГЛОНАСС» и системы «низкий спутник-низкий спутник» («НС-НС») является повторяемость подспутниковых точек – около 8 и 30 суток соответственно. Кроме того, существенно отличается период обращения спутников и составляет 11 ч 15,8 мин для ГЛОНАСС и 1 ч 34,5 мин для «НС-НС». Таким образом, несмотря на то, что системе ГЛОНАСС необходимо в 3,8 раза меньше времени для получения глобального решения, эти данные имеют большие пространственные разрывы по сравнению с «НС-НС» (рис. 3). Вследствие этого «Лазерный ГЛОНАСС» можно рассматривать как систему мониторинга региональных изменений параметров ГПЗ.

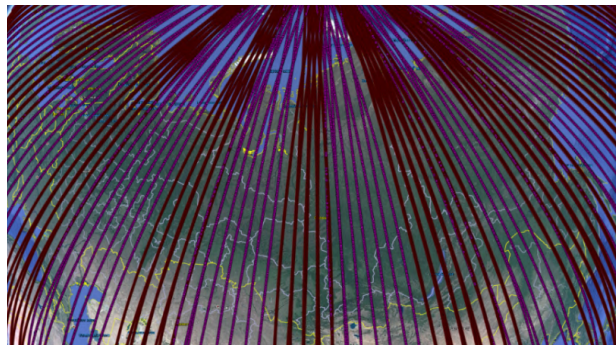


■ GRACE-FO; ■ орбитальная группировка ГЛОНАСС №1;  
■ орбитальная группировка ГЛОНАСС №2; ■ орбитальная группировка ГЛОНАСС №3

Рис. 2. Подспутниковые точки систем GRACE-FO и ГЛОНАСС за сутки



а) Система ГЛОНАСС



б) Система НС-НС (GRACE-FO)

Рис. 3. Подспутниковые точки за 8 суток

При анализе системы «Лазерный ГЛОНАСС» в качестве измерительного средства для уточнения модели ГПЗ одна из главных задач заключается в определении частотной области уточняемых сферических гармоник. При ее решении была выполнена оценка величины ускорения и изменения межспутникового расстояния в системе «Лазерный ГЛОНАСС» вследствие влияния конкретной сферической гармоники.

Для вычисления величины бортового ускорения спутника ГЛОНАСС, создаваемого ГПЗ, использовались выражения расчета составляющих ускорения силы тяжести и метод Кленшоу при вычислении конечных сумм рядов по полиномам Лежандра [4]. Бортовое ускорение вычислялось с использованием разного количества сферических гармоник из модели ПЗ-2002/360, т.е. использовались усеченные модели до степени и порядка  $i = 2, 3, 4 \dots 20$ . Значения ускорения были вычислены в точках местоположения КА ГЛОНАСС на основе 30-ти секундных файлов эфемерид. В итоге величина ускорения от конкретной группы гармоник вычислялась как:

$$\Delta g = g_i - g_{i-1}, \quad (2)$$

где  $\Delta g$  - величина ускорения создаваемого группой гармоник  $i$ ;

$g_i$  - величина ускорения при использовании усеченной модели  $i$ ;

$g_{i-1}$  - величина ускорения при использовании усеченной модели  $i$ .

Результаты вычислений представлены на рисунке 4 и демонстрируют значительное уменьшение величины ускорения при использовании более подробной модели ГПЗ. Это формирует серьезные требования к точности межспутниковых измерений дальности. Полученные значения ускорений согласуются с оценками, выполненными в работе [5]. Однако в указанной работе оценка ограничена моделью до степени и порядка 8.

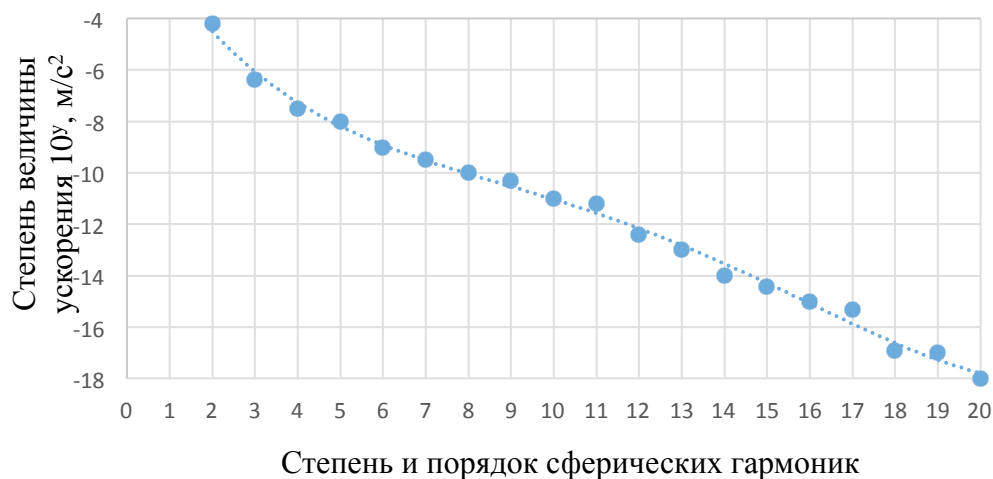


Рис. 4. Величина возмущающего ускорения от сферических гармоник модели ГПЗ

Изменение межспутникового расстояния вследствие влияния гравитационного градиента описывается следующим выражением:

$$\Delta l_w = \frac{1}{2} W_{II} l_0 t^2, \tag{3}$$

где  $l_0$  – начальное расстояние между спутниками, м;

$W_{II}$  – гравитационный градиент на высоте КА,  $1/c^2$ ;

$t$  – интервал интегрирования, на котором определяется приращение межспутникового расстояния за счет влияния ГПЗ.

Среднее квадратическое отклонение изменения межспутникового расстояния определяется как:

$$s_{\Delta l}^2 = \left(\frac{1}{2} l_0 t^2\right)^2 s_w^2 + \left(\frac{1}{2} W_{II} t^2\right)^2 s_{l_0}^2 + \left(\frac{1}{2} W_{II} l_0 2t\right)^2 s_t^2. \tag{4}$$

При подстановке параметров системы «Лазерный ГЛОНАСС» последние два слагаемых становятся пренебрежительно малыми, в итоге:

$$s_{\Delta l} = \left(\frac{1}{2} l_0 t^2\right) s_w. \tag{5}$$

Разделим левую и правую часть уравнения (5) на (2). В результате получаем зависимость относительной точности определения градиента ГПЗ и измерения межспутникового расстояния:

$$\frac{s_{\Delta l}}{\Delta l} = \frac{s_w}{W_{II}}. \tag{6}$$

Оценим отношение величин градиента ГПЗ на высотах орбит «Лазерный ГЛОНАСС» и «НС-НС» для точек 1 и 2 соответственно), ограничившись второй зональной гармоникой:

$$\begin{aligned} \frac{W_{ЛГ}}{W_{НС-НС}} &= \frac{\left(-2\frac{\mu}{\rho_{ЛГ}^2} + 3\frac{\mu a^2}{\rho_{ЛГ}^4} C_{20} P_{20}(\sin\varphi_1)\right) - \left(-2\frac{\mu}{\rho_{ЛГ}^2} + 3\frac{\mu a^2}{\rho_{ЛГ}^4} C_{20} P_{20}(\sin\varphi_{2ЛГ})\right) l_{НС-НС}}{\left(-2\frac{\mu}{\rho_{НС-НС}^2} + 3\frac{\mu a^2}{\rho_{НС-НС}^4} C_{20} P_{20}(\sin\varphi_1)\right) - \left(-2\frac{\mu}{\rho_{НС-НС}^2} + 3\frac{\mu a^2}{\rho_{НС-НС}^4} C_{20} P_{20}(\sin\varphi_{2НС-НС})\right) l_{ЛГ}} = \\ &= \frac{3\frac{\mu a^2}{\rho_{ЛГ}^4} C_{20} l_{НС-НС} (P_{20}(\sin\varphi_1) - P_{20}(\sin\varphi_{2ЛГ}))}{3\frac{\mu a^2}{\rho_{НС-НС}^4} C_{20} l_{ЛГ} (P_{20}(\sin\varphi_1) - P_{20}(\sin\varphi_{2НС-НС}))} = \text{При} \left[ \begin{array}{l} P_{20}(\sin\varphi) = \frac{3}{2} \sin^2\varphi - \frac{1}{2} \\ \varphi_1 = 45^\circ \end{array} \right] = \tag{9} \\ &= \frac{l_{НС-НС} \rho_{НС-НС}^4 \sin(45^\circ)^2 - \sin(89^\circ)^2}{l_{ЛГ} \rho_{ЛГ}^4 \sin(45^\circ)^2 - \sin(46^\circ)^2} = 10^{-3}. \end{aligned}$$

Величина изменения расстояния между спутниками «Лазерный ГЛО-НАСС» вследствие влияния градиента ГПЗ на порядок меньше, чем в «НС-НС»:

$$\frac{\Delta l_{\text{ЛГ}}}{\Delta l_{\text{НС-НС}}} = \frac{\frac{1}{2} W_{ll}^{\text{ЛГ}} l_0^{\text{ЛГ}} t^2}{\frac{1}{2} W_{ll}^{\text{НС-НС}} l_0^{\text{НС-НС}} t^2} = 10^{-3} \cdot \frac{19400}{200} = 0.1. \quad (10)$$

В итоге отношение СКО определения градиента в системах «Лазерный ГЛО-НАСС» и «НС-НС» при единичном измерении, принимая во внимание СКО межспутниковых измерений  $10^{-2}$  м и  $10^{-6}$  м (для системы GRACE) соответственно, будет следующее:

$$\frac{\frac{s_{\Delta l}^{\text{ЛГ}}}{W_{\Delta l}^{\text{ЛГ}}}}{\frac{s_{\Delta l}^{\text{НС-НС}}}{W_{\Delta l}^{\text{НС-НС}}}} = \frac{\frac{s_{\Delta l}^{\text{ЛГ}} W_{ll}^{\text{ЛГ}}}{\Delta l^{\text{ЛГ}}}}{\frac{s_{\Delta l}^{\text{НС-НС}} W_{ll}^{\text{НС-НС}}}{\Delta l^{\text{НС-НС}}}} = \frac{W_{ll}^{\text{ЛГ}} \Delta l^{\text{НС-НС}}}{W_{ll}^{\text{НС-НС}} \Delta l^{\text{ЛГ}}} \frac{s_{\Delta l}^{\text{ЛГ}}}{s_{\Delta l}^{\text{НС-НС}}} = 10^{-3} 10 \frac{10^{-2}}{10^{-6}} = 100. \quad (11)$$

Рассмотренные выше параметры сведены в единую сравнительную таблицу 1.

Таблица 1

Сравнение космических гравитационных градиентометров «Лазерный ГЛО-НАСС» и «НС-НС»

Параметр		«Лазерный ГЛО-НАСС»	«Низкий спутник-низкий спутник»
Объем измерительной информации	Количество одновременно выполняемых измерений за 1 секунду	<b>24 000</b>	<b>10</b>
	Количество измерений за сутки	<b><math>2 \cdot 10^9</math></b>	<b><math>8,64 \cdot 10^5</math></b>
Значение горизонтального гравитационного градиента от 2-ой гармоники модели ГПЗ, Этивеш		<b>0,005</b>	<b>3,080</b>
Изменение межспутникового расстояния вследствие влияния градиента ГПЗ за 1 с, м		<b><math>4,68 \cdot 10^{-5}</math></b>	<b><math>30,80 \cdot 10^{-5}</math></b>



Продолжение таблицы 1

<b>СКО измерения градиента ГПЗ при использовании:</b>		
МЛНСС с СКО $10^{-2}$ м, Этвеш	<b>1</b>	<b><math>10^2</math></b>
Фазовый дальномер с СКО $10^{-6}$ м, Этвеш	<b><math>10^{-4}</math></b>	<b><math>10^{-2}</math></b>
Фазовый лазерный интерферометр типа GRACE-FO с СКО $10^{-8}$ м, Этвеш	<b><math>10^{-6}</math></b>	<b><math>10^{-4}</math></b>
Фазовый лазерный интерферометр типа LI-SA на основе спутника свободного от сноса с СКО $10^{-12}$ м, Этвеш	<b><math>10^{-10}</math></b>	<b><math>10^{-8}</math></b>

Таким образом, на основе выполненного анализа космического гравитационного градиентометра нового типа по линии «высокий спутник – высокий спутник» на основе системы «Лазерный ГЛОНАСС» можно сформировать следующие выводы:

– точность определения градиента ГПЗ при единичном измерении в системе «Лазерный ГЛОНАСС» (с использованием МЛНСС) в 100 раз меньше, чем в системе «НС-НС». Однако, при использовании идентичного бортового измерителя точность определяет значение градиента в системе «Лазерный ГЛОНАСС» будет на два порядка выше, чем в системе «НС-НС» (таблица 1);

– в системе «Лазерный ГЛОНАСС» происходит одновременно 24 единичных межспутниковых измерений с частотой порядка 1 кГц, что значительно больше, чем в классических системах. Это является предпосылкой к увеличению точности измерения градиента;

– КГГ по линии «высокий спутник – высокий спутник» не имеет ограничения по длительности эксплуатации, так как основан на системе ГЛОНАСС;

при формировании межспутниковой линии системы ГЛОНАСС целесообразно опираться на научно-технические достижения в области создания лазерных межспутниковых дальномеров космических гравитационно-волновых антенн.

### **Космический бистатический радиовысотометр по сигналам ГНСС**

Профиль высот геоида может быть измерен с использованием бистатического радиовысотометра на основе использования отраженных от водной поверхности сигналов ГНСС. Принцип измерений заключается в приеме прямых сигналов ГНСС слабонаправленной зенитной антенной и отраженных от водной поверхности сигналов антенной, направленной в «надир».

По временной задержке (разности путей распространения) и разности доплеровских смещений частоты отраженного и прямого сигналов можно определить высоту приемной аппаратуры над поверхностью океана, а также снять профиль высот геоида. В настоящее время в РФ активно проводятся исследования бистатистического радиовысотомера [6-9].

Так как прямой и отраженный сигналы имеют невысокое отношение сигнал/шум (ОСШ), то для их селекции и увеличения ОСШ предполагается использовать антенную систему, имеющую высокий коэффициент усиления. Оборудование бистатистического радиовысотомера по сигналам ГНСС может быть размещено на низкоорбитальных КА с высотой орбиты не более 1000 км. Для корректного расчета высоты морской поверхности необходимо учитывать ряд поправок, связанных с прохождением радиосигнала через атмосферу, инструментальными погрешностями и состоянием подстилающей поверхности, поэтому был проведен расчет погрешности измерения высоты геоида бистатистическим радиовысотомером, использующим сигналы ГЛОНАСС/GPS/Galileo.

### *Оценка инструментальной погрешности определения высоты*

Минимальную погрешность альтиметрической задержки  $\tau_p$ , вызванную формой отраженного сигнала, можно оценить с помощью неравенства Крамера-Рао:

$$\sigma_{\tau_p}^2 \geq \frac{1}{\sum_{k,l} \bar{C}_{k,l}^{-1} \cdot s'(k-\tau_p) s'(l-\tau_p)}, \quad (12)$$

где  $\bar{C}_{k,l}$  - ковариационная матрица сигнала ГНСС  $s(\tau)$ ;  
 $s'(\tau)$  - производная формы сигнала.

Если шум белый и некоррелирован от измерения к измерению, то  $\bar{C}_{k,l}$  является диагональной матрицей с элементами мощности шума  $\sigma_n^2$ . Оценка Крамера-Рао показывает потенциально достижимую погрешность измерения времени запаздывания сигнала:

$$\sigma_{\tau_p}^2 \geq \frac{\sigma_n^2}{\sum_{k,l} s'(k-\tau_p) s'(l-\tau_p)} = \frac{\sigma_n^2}{\sum_l (s'(l))^2}. \quad (13)$$

Но шум не является белым для всех задержек сигналов, и существует некоторая корреляция между последовательными задержками и, в некоторой степени, в форме сигнала. В окрестности пика корреляционной функции си-

гнала преобладает спекл-шум, ухудшая ОСШ. В этих условиях формула неравенства Крамера-Рао, учитывающая спекл-шум, преобразуется к виду [10-11]:

$$\sigma_{\tau_p}^2 \geq \frac{1}{q_{c/n_0} \cdot \sum_l \frac{(s'(l))^2}{R(l)}} \quad (14)$$

$$R(l) = \frac{N_i}{N_{i,eff}(l)},$$

где  $q_{c/n_0}$  - ОСШ;

$N_i$  - количество выборок при некогерентном усреднении;

$N_{i,eff}(l)$  - эффективное количество выборок при некогерентном усреднении.

Спекл-шум образуется в результате когерентной суперпозиции пространственно-случайных колебаний отраженного сигнала от разных источников рассеяния. Рассеянные сигналы накладываются друг на друга, вызывая тем самым появление спекл-шума. Для космического бистатического радиовысотомера предполагаем, что спекл-шум отсутствует и  $R(l)=1$ . Тогда остается только белый тепловой шум, и достижимая погрешность временной задержки из теории оптимального оценивания задается в виде:

$$\sigma_{\tau_p}(B) \geq \frac{1}{\sqrt{q_{c/n_0}(B)}} \frac{1}{2\pi\beta(B)}, \quad (15)$$

где  $q_{c/n_0}(B)$  - ОСШ;

$\beta$ - эффективная ширина спектра радиосигнала;

$B$  - полоса пропускания приемника [12].

При этом:

$$\beta^2 = \frac{\int f^2 |S(f)|^2 df}{\int |S(f)|^2 df}, \quad (16)$$

$$S(f) = \int s(t) e^{-i2\pi ft} dt, \quad (17)$$

где  $S(f)$  - спектральная плотность радиосигнала;

$s(t)$  - радиосигнал.

Таким образом, для уменьшения погрешности измерения задержки необходимо не только увеличивать эффективную ширину спектра радиосигнала, но и повышать ОСШ.

Для приближения плоской Земли погрешность измерения высоты ( $\sigma_h$ ) связана с погрешностью измерения задержки:

$$\sigma_h = \frac{c}{2\sin\theta} \sigma_{\tau_p}(B),$$

где  $c$  - скорость света;

$\theta$  - угол падения сигнала в точке зеркального отражения.

Таким образом, на основе известной мощности принимаемого сигнала, мощности шума, времени некогерентного накопления рассчитывается ОСШ, которое наряду с эффективной шириной спектра радиосигнала является основным при расчете достижимой инструментальной погрешности измерения высоты бистатическим радиовысотомером на основе сигналов ГНСС.

Так как открытые коды имеют полосу сигнала меньше, чем коды высокой точности, то для достижения минимальной погрешности измерения высоты предпочтительно использовать сигналы с кодами высокой точности. Например, ширина спектра 2,046 МГц для C/A кода на L1 GPS и 30,69 МГц для L1 C/A+P+M, исходя из формулы (15) увеличение ширины спектра сигнала приводит к уменьшению погрешности измерения высоты. Поэтому с этой точки зрения предпочтительнее использовать интерференционный метод, чем метод, основанный на свертке с локальной копией кода [10]. Таким образом, интерференционный метод обеспечит лучшую точность измерения высоты при равном ОСШ.

В таблице 2 представлены полученные инструментальные погрешности определения высоты при приеме сигнала ГНСС со следующими параметрами: время когерентного накопления 1 мс, время некогерентного накопления 1 с, коэффициент усиления антенны 17 дБ, коэффициент усиления МШУ 20 дБ, коэффициент шума приемного устройства 2 дБ.

Таблица 2

Инструментальная погрешность определения высоты по сигналам ГНСС

Сигнал и угол падения от вертикали	Погрешность определения высоты, м
ГЛОНАСС L1, $\theta = 0^\circ$	0,52
ГЛОНАСС L1, $\theta = 35^\circ$	0,91
ГЛОНАСС L2, $\theta = 0^\circ$	0,6

Продолжение таблицы 2

ГЛОНАСС L2, $\theta=35^\circ$	1,05
ГЛОНАСС L3, $\theta=0^\circ$	0,28
ГЛОНАСС L3, $\theta=35^\circ$	0,49
GPS L1, $\theta=0^\circ$	0,16
GPS L1, $\theta=35^\circ$	0,28
GPS L5, $\theta=0^\circ$	0,29
GPS L5, $\theta=35^\circ$	0,52
Galileo E5, $\theta = 0^\circ$	0,09
Galileo E5, $\theta = 35^\circ$	0,16

Однако ОСШ может быть разным для одного и того же прибора в зависимости от: шумовой температуры приемника, диаграммы направленности антенны, ширины полосы пропускания приемника, состояния отражающей поверхности, времени когерентного и некогерентного накопления и др.

**«Электромагнитное» смещение результатов измерения высоты**

Поправка на так называемое «электромагнитное» смещение результатов измерений связана с тем, что интенсивность отражения радиоволн меняется вдоль профиля длинных поверхностных волн. Гребни волны отражают зондирующий сигнал слабее, чем впадины [13]. Это приводит к смещению измеренной высоты поверхности относительно ее среднего значения. Электромагнитное смещение определяется в виде:

$$\beta_{EM} = \frac{\langle \xi \sigma_0 \rangle}{\langle \sigma_0 \rangle},$$

где  $\sigma_0$  - диаграмма обратного рассеяния, полученная при приеме отраженного сигнала;

$\langle \sigma_0 \rangle$ - средняя плотность мощности поперечного сечения диаграммы обратного рассеяния;

$\xi$ - значимая высота волн.

Электромагнитное смещение рассчитывается с использованием численного моделирования. Для этого создается зависящая от времени синтетиче-

ская негауссовская отражающая поверхность моря с использованием спектров высоты поверхности [14]. Волны, рассеянные от каждой грани вычисляются с использованием метода физической оптики в приближении Кирхгофа. В таблице 3 приведен пример полученных в ходе моделирования электромагнитных смещений в зависимости от угла падения/отражения сигнала и скорости приповерхностного ветра.

Таблица 3

Электромагнитное смещение для направления ветра  $45^\circ$  относительно  
линии приемник/передатчик

	$\theta = 0^\circ$	$\theta = 25^\circ$	$\theta = 35^\circ$
$U_{10} = 5 \text{ м/с}$	-0,039	-0,037	-0,049
$U_{10} = 10 \text{ м/с}$	-0,084	-0,097	-0,138
$U_{10} = 15 \text{ м/с}$	-0,133	-0,17	-0,24

Из таблицы 3 видно, что величину электромагнитного смещения следует учитывать с помощью моделирования, связывающего скорость и направление приповерхностного ветра с величиной электромагнитного смещения. При погрешности измерения скорости приповерхностного ветра, получаемой с использованием сигналов ГНСС  $\pm 2$  м/с, погрешность оценивания электромагнитного смещения составит не более  $\pm 0,03$  м.

### ***Ионосферная и тропосферная задержки***

Чтобы точно оценить задержки отраженного и прямого сигналов, следует проанализировать характеристики трассы распространения и их влияние на измерения. Основное влияние на распространение сигнала обусловлено ионосферной и тропосферной задержкой, что приводит к дополнительной задержке. Погрешность учета таких задержек важна для ГНСС-Р альтиметрии.

### ***Погрешность учета ионосферной задержки***

Ионосфера – слой электронов и заряженных атомов и молекул, который окружает Землю и занимает высоты от 50 до 1000 км [15]. В L-диапазоне амплитуда, фаза и скорость радиосигнала подвержены влиянию ионосферы. Ослабление радиосигнала в ионосфере незначительное. Например, максимальное затухание составляет 0.0082 дБ для 1vTEC (вертикальное полное электронное содержание ПЭС), равного  $80 \text{ TECU} = 80 \cdot 10^{16} \text{ м}^{-2}$  для средних широт.

Одним из мешающих эффектов в альтиметрии по сигналам ГНСС является эффект сцинтилляции. Сцинтилляция – быстрые фазовые и амплитудные флуктуации, вызванные возмущениями ионосферы, при этом затухание сигнала может составить от 2 до 25 дБ. Эффект сцинтилляции не может быть откалиброван с использованием направленной в «зенит» антенны, так как отраженный сигнал проходит через часть ионосферы дважды. Чтобы уменьшить эффект ионосферной сцинтилляции, необходимо выбирать солнечно-синхронную орбиту. В данной статье сцинтилляция не учитывается из-за редкости явления [16-18].

Основным мешающим эффектом ионосферы является групповая задержка, влияющая на кодовую составляющую сигнала ГНСС. Ионосферная задержка зависит от частоты сигнала и ПЭС по трассе распространения [17].

Показатель преломления ионосферы зависит от частоты. Поэтому ионосферная задержка может быть устранена путем измерения псевдодальностей на двух разных частотах, усредненных по  $N$  последовательным измерениям [18]. Погрешность определения высоты при устранении задержки в ионосфере рассчитывается, используя следующее выражение:

$$\sigma_{h_{ij}} = \sqrt{1 + \frac{1}{N(k-1)^2} + \frac{k^2}{N(k-1)^2} \frac{\sqrt{\sigma_{h_i}^2 + \sigma_{h_j}^2}}{2}},$$

$$k = \frac{f_i^2}{f_j^2},$$

где  $\sigma_{h_i}, \sigma_{h_j}$  - погрешности измерения высоты на частоте  $f_i$  и  $f_j$ ;

$N$  - количество последовательных измерений.

### ***Погрешность учета тропосферной задержки***

Как и ионосфера, тропосфера тоже влияет на распространение ГНСС-сигнала, вызывая задержку, обусловленную влиянием сухой и влажностной компонентами. Затухание в атмосфере составляет около 0,035 дБ в вертикальном направлении, что очень мало для учета при моделировании. Ослабление в дожде также очень мало в L-диапазоне, например, для интенсивных осадков (100 мм/ч) ослабление составляет менее 0,01 дБ/км. Обычно используют учет зенитной тропосферной задержки, а затем делается поправка на угол возвышения спутника. Для зенитной задержки удобно рассматривать отдельно гидростатическую (сухую) и влажностную задержку [19]. Задержка отраженного сигнала в сухой тропосфере имеет среднее значение около

4,5 м, а погрешность учета сухой тропосферной задержки около 0,7 см. Задержка во влажной тропосфере может быть от 0,1 до 60 см и может быть рассчитана с использованием атмосферных моделей или с привлечением информации радиометра. Погрешность учета задержки во влажной тропосфере около 1 см.

Чтобы компенсировать тропосферную задержку в отраженном сигнале, можно использовать метод двойных разностей. Разности задержки отраженного сигнала относительно прямого для двух соседних точек измерения при таких разностях пути, которые пересекают тропосферу, можно считать однородными. В противном случае в постобработке используются корректирующие модели, включающие наземные метеорологические измерения.

Расчет границ суммарной неисключенной систематической погрешности может быть произведен следующим образом:

$$\sigma_{h\Sigma} = 1,1 \sqrt{\sigma_{hij}^2 + \sigma_{EM}^2 + \sigma_{tro}^2 + \sigma_{orb}^2}, \quad (18)$$

где  $\sigma_{EM}$  - погрешность учета электромагнитного смещения;

$\sigma_{tro}$  - погрешность учета тропосферной задержки;

$\sigma_{orb}$  - погрешность определения геодезической высоты;

$\sigma_{hij}$  - погрешность определения высоты при устранении ионосферной задержки, которая в себя включает инструментальную погрешность определения высоты на двух частотах.

Таким образом, проведенное моделирование показало, что при времени некогерентного накопления 1 с и высоте орбиты около 400 км погрешность измерения высоты составляет менее 40 см, а при увеличении мощности передатчика на 3 дБ – менее 20 см. В настоящий момент использование системы Galileo при определении высоты геоида ГНСС-альтиметром дает наименьшие инструментальные погрешности. Основными влияющими параметрами на погрешность определения высоты до отражающей поверхности оказались:

- ширина полосы приемника;
- время когерентного и некогерентного накопления;
- коэффициент усиления приемных антенн;
- коэффициент шума приемника;
- алгоритмы учета тропосферной задержки;
- алгоритмы учета электромагнитного смещения высоты.

При использовании фазового метода измерения профиля высоты геоида на акватории возможно достичь сантиметрового уровня точности [20].



## Космический гравиметр

Космический гравиметр может быть выполнен на основе реальных навигационных измерений в радиолинии «низкий КА – высокий КА ГНСС». Бортовой навигационный приемник позволяет определять скорость и ускорение между спутником и спутниками навигационных систем. Это позволяет определить ускорение свободного падения (УСП) [21-22].

Высокоточное измерение УСП на борту КА принципиально возможно с использованием методов измерений текущего радиального ускорения центра масс КА относительно удаленных космических ориентиров. В качестве таких ориентиров могут использоваться навигационные спутники систем ГЛОНАСС/GPS/Galileo/BeiDou. Главное условие выбора этих точек – постоянство или очень малая величина собственного гравитационного ускорения, а также возможность его точного вычисления с последующей компенсацией его влияния на процесс измерений.

Рассмотрим общий случай относительного ускоренного движения низкоорбитального геодезического КА и навигационного КА (НКА) ГНСС типа ГЛОНАСС. Два этих объекта связаны радиолинией передачи и приема навигационного сигнала на борту геодезического КА (рисунок 5). Относительное движение космических объектов рассмотрим в невращающейся геоцентрической системе координат OXYZ.

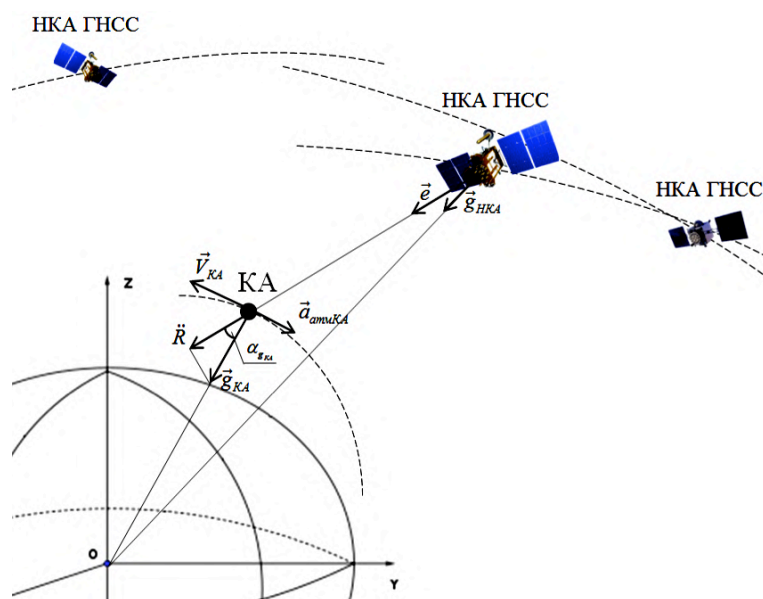


Рис. 5. К измерению гравитационного ускорения на борту КА

Искомое гравитационного ускорения «низкого» спутника может быть определено из следующего выражения:

$$\vec{g}_{КА} = \frac{1}{\cos \alpha_{g_{КА}}} \left[ -\ddot{R} + (\vec{g}_{НКА} + \delta\vec{a}_{НКА})\vec{e} - \vec{a}_{атмКА} \sin \alpha_{g_{КА}} - \delta\vec{a}_{КА}\vec{e} \right], \quad (19)$$

где  $\ddot{R}$  - радиальное ускорение «низкого» спутника относительно НКА ГНСС;

$\vec{e}$  - единичный вектор в направлении распространения радиоволны от НКА к КА;

$\vec{g}_{НКА}$  - гравитационное ускорение НКА ГНСС;

$\delta\vec{a}_{НКА}$  - слабая активная составляющая ускорения НКА (давление Солнца и др.);

$\vec{a}_{атмКА}$  - ускорение КА, вызванное сопротивлением атмосферы;

$\delta\vec{a}_{КА}$  - ускорение КА, обусловленное влиянием дополнительных слабых возмущающих факторов (давлением Солнца, альбедо Земли и др.);

$\alpha_{g_{КА}}$  - угол между направлениями векторов  $\vec{g}_{КА}$  и  $\vec{e}$ .

Для оценки возможностей метода возьмем случай, когда КА и НКА находятся на одном радиус-векторе, при этом  $\alpha_{g_{КА}} \approx 0$ ;  $\ddot{R} \approx g_{КА}$ . Для простоты вычислений пренебрегаем малыми активными ускорениями, действующими на КА и НКА. Полагаем также, что радиальное ускорение определяется по результатам измерения приращения взаимной радиальной скорости  $\dot{R}$  двух КА на некотором интервале времени  $\Delta t$ :  $\ddot{R} = (\dot{R}_2 - \dot{R}_1)/\Delta t$ . Отсюда при равноточных измерениях радиальной скорости в двух соседних точках орбиты  $\sigma_{\dot{R}}$  получаем формулу для достижимого СКО гравитационного ускорения:  $\sigma_{g_{КА}} = \sqrt{2\sigma_{\dot{R}}}/\Delta t$ . При  $\sigma_{\dot{R}} \approx 10^{-5}$  м/с и  $\Delta t = 2$  с получаем  $\sigma_g \approx 0,7$  мГал.

Важно заметить, что относительная погрешность измерения гравитационного ускорения низкоорбитального КА при этом составляет  $\sigma_{g_{КА}}/g_{КА} \approx 0,7 \cdot 10^{-6}$ , что меньше относительной ошибки измерения гравитационного градиента для проекта GOCE.

Относительная погрешность вычисления проекции гравитационного ускорения КА ГНСС  $\vec{g}_{НКА} \cdot \vec{e}$  в формуле (19) незначительна.

Для измерения негравитационных ускорений необходим бортовой микроакселерометр. Погрешность измерения не должна превышать  $10^{-9}$  м/с<sup>2</sup>.

Этому требованию удовлетворяет спутниковый микроакселерометр МКА-НД, разработанный ИФЗ РАН [23]. Для повышения точности определения УСП необходимо выбирать НКА, расположенные вблизи зенита. Такая возможность на борту КА имеется при использовании систем ГЛОНАСС/GPS/Galileo/BeiDou.

Кроме того, при уменьшении угла  $\alpha_{g_{КА}}$ , как следует из формулы (19), влияние на измерения активного ускорения, вызванного сопротивлением атмосферы, существенно уменьшается, а в зените исчезает совсем.

### Вывод

На основе проведенных исследований можно заключить, что система ГЛОНАСС может быть основой при разработке следующих космических гравитационных систем:

1. Космический гравитационный градиентометр по линии «высокий спутник – высокий спутник» с точностью определения градиента в 100 раз лучше классических систем «низкий спутник-низкий спутник» (при условии использования идентичного межспутникового дальномера).
2. Космическая бистатическая система ГНСС-радиовысотометрии при использовании интерференционного метода способна определять профиль высоты геоида возможна с погрешностью менее 20 см.
3. Космический гравиметр по линии «низкий КА – высокий КА ГНСС» потенциально способен определить УСП с погрешностью менее 1 мГал.

### Литература

1. Шаргородский В.Д., Косенко В.Е., Садовников М.А., Чубыкин А.А., Мокляк В.И. Лазерный ГЛОНАСС // Вестник СибГАУ. №6 (52). 2013. С. 50-55.
2. Шаргородский В.Д., Сумерин В.В., Дмитриев С.В., Григорьев В.Н. Бортовые космические лазерные информационно-измерительные системы// Электромагнитные волны и электронные системы. №8. Т.19. 2014. С. 4-11.
3. Фатеев В.Ф. Космические измерители параметров гравитационного поля//Альманах современной метрологии. 2015. № 3. С. 32-62.
4. Holmes S.A., Featherstone W.E. A unified approach to the Clenshaw summation and the recursive computation of very high degree and order normalised associated Legendre functions // J Geodesy. 2002. V.76. № 5. P. 279-299.
5. Микрин Е.А., Михайлов М.В. и др. Высокоточный прогноз орбит космических аппаратов, анализ влияния различных возмущающих факторов на движение низкоорбитальных и высокоорбитальных КА // Новости навигации. № 3. 2014.

6. Фатеев В.Ф., Сахно И. В. Особенности построения авиационно-космических двухпозиционных РСА с монохроматическим зондирующим сигналом // Сб. трудов. СПб. 2004.
7. Сахно И. В., Ткачев Е. А., Гаврилов Д. А., Успенский К. К. Малый космический аппарат обзора морской поверхности с использованием сигналов спутниковых радионавигационных систем // Изв. ВУЗов, сер Приборостроение. 2009. 52. № 4. С.34-39.
8. Фатеев В.Ф., Ксендзук А.В., Обухов П.С., Крапивкин Г.И., Тимошенко Г.В., Король Г.Н., Новиков В.А., Герасимов П.А., Шахалов К.С. Экспериментальный бистатический радиолокационный комплекс// Радиотехника. Электромагнитные волны и электронные системы. 2012. № 5. Т.17.
9. Фатеев В.Ф., Лопатин В.П., Кузьмин Н.И., Космический эксперимент по радиолокации с использованием сигналов ГНСС на борту МКС / Метрология времени и пространства. Материалы VIII Международного симпозиума.- Менделеево: ФГУП «ВНИИФТРИ», 2016.
10. Camps A., Pascual D., Park H., Martin F. PARIS IOD: ID-16A Contribution to Performance and Error Budgets Report, PARIS-PhA-IEEC-UPC-TN-008. V.3.0, 14/11/2012.
11. Camps A., Park H., Valencia i Domenech E., Pascual D., Martin F., Rius A., Ribo S., Benito J., Andres-Beivide A., Saameno P. et al. Optimization and Performance Analysis of Interferometric GNSS-R Altimeters: Application to the PARIS IoD Mission // IEEE J. Sel. Top. Appl. Earth Obs. Remote Sens. 2014; 7:1436–1451. doi: 10.1109/JSTARS. 2014.2320873.
12. Перов А.И., Харисов В.Н. и др. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования. - Москва: Радиотехника, 2010. - 800 с.
13. Лебедев С.А. Спутниковая альтиметрия Каспийского моря. Диссертация доктора физ-мат наук. Геофизический центр Российской Академии наук, Москва, 2014.
14. Ghavidel A., Schiavulli D., Camps A. Numerical Computation of the Electromagnetic Bias in GNSS-R Altimetry // IEEE Trans. Geosci. Remote. Sens. 2016; 54, 489–498.
15. Klobucha J.A. Ionospheric effects on GPS // GPS World. V.2. № 4. P. 48– 51, 1991.
16. Camps A., Park H., Foti G. and Gommenginger C. Ionospheric Effects in GNSS-Reflectometry From Space // IEEE J. Sel. Top. Appl. Earth Obs. Remote Sens. V. 9. P. 1–11. 2016.
17. Nava B., Radicella S., Leitinger R. and Coïsson P. Use of total electron content data to analyze ionosphere electron density gradients // Adv. Sp. Res. V. 39. № 8, P. 1292–1297, 2007.

18. Rius A., Cardellach E., and Martín-Neira M. Altimetric analysis of sea surface GPS reflected signals // IEEE Trans. Geosci. Remote Sens. V. 48. № 4. P. 2119–2127, Apr. 2010.
19. Royal Observatory of Belgium, GNSS Research Group. Tropospheric delay and GNSS signals: Tutorial // Tech. Rep., 2012.
20. Лопатин В.П. Фатеев В.Ф. Концепция развития и применения ГНСС-рефлектометрии // Альманах современной метрологии. 2020. № 2(22). С. 29-41.
21. Фатеев В. Ф. Космические измерители параметров гравитационного поля // Альманах современной метрологии. 2015. № 3. С. 32-62.
22. Фатеев В. Ф., Давлатов Р. А., Лопатин В. П. Применение навигационной аппаратуры ГНСС на борту наноспутника // Изв. вузов. Приборостроение. 2018. Т. 61. № 5. С. 437—445.
23. Пшеняник В.Г., Дубовской В.Б., Леонтьев В.И. Разработки высокоточных космических и наземных акселерометрических и гравитационных приборов / Навигация по гравитационному полю Земли и ее метрологическое обеспечение. Докл. науч.-техн. конф., 14—15 февр. 2017, Менделеево. -Менделеево: ВНИИФТРИ, 2017.