

---

---

# ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ И НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

---

---

УДК 520.6.07  
DOI: 10.17586/0021-3454-2020-63-10-907-920

## ОЦЕНКА ВОЗМУЩАЮЩИХ УСКОРЕНИЙ, ВОЗДЕЙСТВУЮЩИХ НА КОСМИЧЕСКУЮ ГРАВИТАЦИОННУЮ ВОЛНОВУЮ АНТЕННУ SOIGA-2

Е. А. КАРАУШ<sup>1</sup>, Р. А. ДАВЛАТОВ<sup>1,2</sup>, С. С. ДОНЧЕНКО<sup>1</sup>, Ю. В. ГОСТЕВ<sup>1</sup>,  
Д. А. СОКОЛОВ<sup>1</sup>, Е. А. ЛАВРОВ<sup>1</sup>, П. Г. ХАРЛАМОВ<sup>1</sup>

*Всероссийский научно-исследовательский институт физико-технических и радиотехнических измерений,  
141570, Московская обл. Менделеево, Россия  
E-mail: office@vniiftri.ru*

*Московский государственный университет геодезии и картографии, 105064, Москва, Россия,  
E-mail: portal@miigaik.ru*

Российская гравитационная волновая антенна (ГВА) SOIGA-2 представляет собой созвездие космических аппаратов (КА): по четыре на каждой орбите ГЛОНАСС в вершинах квадрата. Проанализированы возмущающие силы, воздействующие на КА SOIGA-2. Оценены возмущающие ускорения гравитационной и негравитационной природы. Приведены требования к максимальному уровню возмущающих ускорений, при которых возможно детектирование гравитационных волн. Предложены способ компенсации сил негравитационной природы с помощью системы спутника свободного от сноса и метод учета сил гравитационной природы путем их предварительного расчета.

**Ключевые слова:** ГЛОНАСС, орбита, гравитационные и негравитационные силы, гравитационные волны, SOIGA-2

**Введение.** Российская гравитационная волновая антенна (ГВА) SOIGA-2 состоит из 12 космических аппаратов (КА), размещенных на орбитах ГЛОНАСС. Четыре КА из состава ГВА на каждой из орбит образуют квадрат [1], расстояние между спутниками 36 000 км. Возможно как размещение аппаратуры ГВА совместно с навигационной аппаратурой на спутниках ГЛОНАСС, так и создание новой спутниковой группировки на орбитах ГЛОНАСС.

При прохождении гравитационной волны (ГВ) через ГВА возникает эффект искривления пространства. На борту каждого КА расположены лазерная интерферометрическая система и пробная масса (ПМ). Вследствие искривления пространства изменяются расстояния между ПМ, которые измеряются лазерными межспутниковыми интерферометрическими системами. Амплитуда ГВ (изменение метрики пространства) определяется относительным изменением расстояния между ПМ.

Кроме ГВ на ПМ влияют возмущающие ускорения, вызванные гравитационными и негравитационными силами. При учете этих факторов возможно регистрировать ГВ на космическом детекторе. Уравнение вариаций расстояния между ПМ можно представить как:

$$\Delta l_{\text{ПМ}} = \Delta l_0 + \Delta l_{\text{гр}} + \Delta l_{\text{нгр}} + \Delta l_{\text{ГВ}}, \quad (1)$$

где  $\Delta l_{\text{ПМ}}$  — изменение расстояния между ПМ, измеряемое с помощью межспутникового лазерного интерферометра;  $\Delta l_0$  — изменение расстояния из-за орбитального эллиптического движения;  $\Delta l_{\text{гр}}$  — изменение расстояния из-за воздействия гравитационных сил;  $\Delta l_{\text{нгр}}$  — изменение расстояния из-за воздействия негравитационных сил;  $\Delta l_{\text{ГВ}}$  — изменение расстояния из-за воздействия гравитационной волны.

Возникающие из-за сопротивления остаточной атмосферы, светового давления и солнечного ветра силы негравитационной природы воздействуют прежде всего на корпус космического аппарата. Так как ПМ находится в состоянии свободного полета внутри КА, воздействие этих сил будет приводить к изменению расстояния между КА и ПМ. В проекте SOIGA-2 предлагается использовать систему „спутника, свободного от сноса“ (ССС), которая состоит из системы определения местоположения ПМ и системы управления комплектом прецизионных двигателей.

Величина относительного перемещения ПМ и КА пересчитывается в силу, которую бортовым двигателям необходимо создать для компенсации возмущающих ускорений. Для формирования требований к системе ССС в статье оцениваются величины возмущающих негравитационных ускорений.

Влияние сил гравитационной природы на КА невозможно скомпенсировать с помощью ССС, так как они воздействуют одновременно на ПМ и КА. В статье исследована возможность учета этих сил на основании численной оценки их влияния на вариацию расстояния между ПМ.

Таким образом, целью настоящей статьи является оценка величины гравитационных и негравитационных сил и анализ их влияния на движение космического аппарата из состава ГВА SOIGA-2 с пробной массой на орбите ГЛОНАСС. Так как SOIGA-2 предназначена для детектирования ГВ с частотами от 0,01 до 10 Гц, рассматривается максимальный промежуток времени наблюдения ГВ 100 с.

Координатное обеспечение ГЛОНАСС. Эфемеридно-временная информация ГЛОНАСС (координаты и поправки к бортовым шкалам времени КА на суточном интервале времени) формируется по измерениям запросных и беззапросных измерительных средств наземного комплекса управления ГЛОНАСС, измерительных средств системы высокоточного определения эфемерид и временных поправок системы ГЛОНАСС (СВОЭВП), беззапросных измерительных средств глобальной сети (в том числе IGS), измерениям станций радиоинтерферометра со сверхдлинной базой и квантовой оптической системы [2]. При этом учитываются модели воздействующих сил, атмосферные задержки, спутниковые орбиты, смещения часов и ориентация Земли.

Эфемеридно-временную информацию предоставляют аналитические центры с использованием собственных или сторонних программных продуктов. Используются следующие пакеты программного обеспечения для расчета эфемерид глобальных навигационных спутниковых систем, включая ГЛОНАСС:

— Software Bernese GNSS Software (Астрономический институт Университета Берна, AIUB) [3];

— GIPSY (Лаборатория реактивного движения, JPL) [4];

— EPOS-8 (Deutsches GeoForschungsZentrum, GFZ) [5];

— GINS/DYNAMO (Французское космическое агентство, CNES) [6];

— PANDA (Уханьский университет);

— GAMIT-GLOBK (Отдел атмосферных и планетарных наук Земли в Массачусетском технологическом институте, MIT) [7];

— Pages (Национальная геодезическая служба США, NGS).

Выделяют следующие виды эфемерид:

— прогнозные (бортовые), погрешность 1 м;

- Ultra-Rapid, погрешность 3 см, шаг прогнозирования 15 минут;
- Rapid, погрешность 2,5 см, шаг прогнозирования 15 минут;
- Final (высокоточные апостериорные), погрешность 2 см, шаг 15 минут.

Для расчета эфемерид Final требуются наиболее полные и точные аналитические и эмпирические модели действующих сил. При этом учет возмущающих ускорений должен выполняться на уровне  $10^{-12}$  м/с<sup>2</sup>, что соответствует искажению орбиты спутника не более  $10^{-3}$  м на суточном интервале.

Погрешность межспутникового интерферометра ГВА SOIGA-2 составляет  $10^{-12}$  м. В отличие от Глобальной навигационной спутниковой системы, интервал наблюдения ГВА равен 100 с, соответственно погрешность определения возмущающих ускорений должна быть не выше  $10^{-15}$  м/с<sup>2</sup>. Задача оценки воздействия возмущающих ускорений на спутники ГВА SOIGA-2 отличается от стандартной задачи на КА ГЛОНАСС тем, что значительно возрастает требование к точности их определения. Существующие программные продукты и алгоритмы не могут в полной мере использоваться для учета возмущающих ускорений и расчета высокоточных эфемерид КА из состава ГВА SOIGA-2.

Описание движения КА. Земля имеет сложное распределение массы, которое изменяется под влиянием приливных деформаций, гравитационных сил небесных тел (Луны, Солнца, планет), солнечного радиационного давления, а также атмосферного сопротивления. Поэтому уравнение движения КА SOIGA-2 должно учитывать эти составляющие. В общем виде движение КА в инерциальной системе координат в гравитационном поле Земли описывается дифференциальным уравнением второго порядка, которое решается интегрированием по времени [8]:

$$\ddot{\mathbf{r}}(t) = -\mu \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}(t)|^3} + \sum_{i=1} a_i(t) + \sum_{j=1} a_j(t), \quad (2)$$

где  $\mathbf{r}(t) = (x(t), y(t), z(t))^T$  — вектор координат КА в инерциальной системе координат;  $\mu$  — константа гравитационного поля Земли,  $398600,4418 \cdot 10^9$  м<sup>3</sup>/с<sup>2</sup>;  $|\mathbf{r}(t)| = \sqrt{x^2(t) + y^2(t) + z^2(t)}$

— радиус орбиты КА на момент времени  $t$ , м;  $\sum_{i=1} a_i(t)$  — сумма гравитационных возму-

щающих ускорений, действующих на КА и ПМ в момент времени  $t$ , м/с<sup>2</sup>;  $\sum_{j=1} a_j(t)$  — сумма негравитационных возмущающих ускорений в момент времени  $t$ , м/с<sup>2</sup>.

При интегрировании уравнения (2) задаются начальные условия движения в виде векторов положения  $\mathbf{r}_0 = \mathbf{r}(t_0)$  и скорости  $\dot{\mathbf{r}}_0 = \dot{\mathbf{r}}(t_0)$  на начальную эпоху  $t_0$ . Величина влияния возмущающих гравитационных и негравитационных сил прежде всего зависит от положения КА.

Влияние негравитационных сил на движение космических аппаратов SOIGA-2. Давление солнечной радиации (ДСР) является одной из существенных сил, действующих на спутник, вращающийся вокруг Земли на орбитах ГЛОНАСС. Величина ДСР и его направление зависят от положения спутника  $x(t), y(t), z(t)$ , его конфигурации и свойств материала, из которого он выполнен. В настоящее время для определения величины воздействия  $a_{\text{ДСР}}(t)$  на движение КА применяется несколько подходов.

Первый подход разработан европейским аналитическим центром определения орбит (Center for Orbit Determination in Europe CODE) [9]. Он не требует априорной модели сил давления солнечной радиации, поскольку использует эмпирические ускорения, поэтому хорошо подходит для работы с новыми типами космических аппаратов. Недостаток заключается в

том, что необходимо оценивать эмпирически воздействующие силы, и существует риск смешивания динамических и физических параметров, таких как скорость вращения Земли и положение геоцентра [10].

Второй подход, разработанный в лаборатории реактивного движения JPL, используется в высокоточных априорных моделях ДСР: оценивается модель солнечного давления с определенным числом параметров и эмпирическими ускорениями [11]. Типичным набором параметров является эпохальное состояние, общий масштабный коэффициент модели постоянного солнечного давления, стохастическая солнечная шкала с жесткими ограничениями в фиксированных  $x$ - и  $z$ -компонентах КА, а также стохастические ускорения в  $y$ -компоненте (учитывающие немоделированное тепловое излучение и силы ДСР). Преимущество заключается в том, что действующие на спутник силы определяются априорной моделью высокой точности. Это позволяет лучше разделить динамику движения КА с другими геодезическими параметрами. Недостаток подхода заключается в том, что он опирается на предварительный набор точных орбит (из которого генерируется модель ДСР), поэтому его нельзя легко применить к новым спутникам. Кроме того, любые систематические ошибки в предыдущем наборе орбит могут ухудшить полученную модель ДСР.

Наиболее точной и полной моделью давления солнечной радиации на сегодняшний день является ECOM [12]:

$$a_{\text{ДСР}} = \Lambda d L^2 \begin{pmatrix} X_S (\beta_1 + \beta_2 \cos k + \beta_3 \sin k) + \\ Y_S (\beta_4 + \beta_5 \cos k + \beta_6 \sin k) + \\ Z_S (\beta_7 + \beta_8 \cos k + \beta_9 \sin k) \end{pmatrix} \quad (3)$$

где  $k$  — аргумент широты КА;  $L^2$  — расстояние между КА и Солнцем, м;  $d$  — фактор, зависящий от формы КА, его массы, отражательной и поглощательной способности материалов его поверхности (для каждого типа КА индивидуальны);  $\beta$  — параметры радиационного давления;  $\Lambda$  — фактор затемнения.

Точность применяемой модели зависит прежде всего от точности информации о строении КА. Ускорение, вызванное световым давлением Солнца имеет порядок  $1 \cdot 10^{-7}$  м/с<sup>2</sup> [13].

Помимо моделирования прямого солнечного излучения, в настоящее время требуется моделирование излучения Солнца, отраженного от поверхности Земли (альbedo Земли), и инфракрасного излучения Земли [14].

Модели альbedo предполагают разложение поверхности Земли на сегменты, для каждого из них рассчитывается радиационное воздействие на КА. Поглощаемое КА излучение переизлучается как тепловое, вызывающее ускорение противоположного направления. Альbedo вызывает смещения в несколько сантиметров по высоте орбиты КА. Как правило, используется модель [15], которая вычисляет силы альbedo как функцию, зависящую от типа КА, координат, времени и координат Солнца на основе измерений излучения Земли.

Вызванное атмосферными частицами на высоте орбиты КА атмосферное торможение  $a_{\text{атм.}}$  пропорционально плотности массы воздуха. Ускорение действует в противоположном вектору скорости КА направлении. Для оценки атмосферного торможения использовалась упрощенная модель:

$$a_{\text{атм.}} = -\frac{1}{2} C \frac{A}{m} \rho(\mathbf{r}) \mathbf{v}^2 \frac{|\mathbf{v}|}{\mathbf{v}}, \quad (4)$$

где  $C$  — коэффициент аэродинамического сопротивления, зависящий от аэродинамических свойств корпуса КА и взаимодействия частиц воздуха с его поверхностью (типичные значения 2 и 3);  $A$  — поперечное сечение КА, м<sup>2</sup>;  $m$  — масса КА, кг;  $\rho(\mathbf{r})$  — плотность воздуха, кг/м<sup>3</sup>;  $\mathbf{v}$  — вектор скорости, м/с [13].

Особую сложность в оценке  $a_{\text{атм}}$  представляет моделирование плотности воздуха  $\rho(\mathbf{r})$ , зависящей от температуры на высоте орбиты КА (которая, в свою очередь, зависит от геомагнитной и солнечной активности). Поскольку плотность воздуха уменьшается экспоненциально с увеличением расстояния от поверхности Земли, при осуществлении эфемеридно-временного обеспечения для КА ГЛОНАСС атмосферным сопротивлением пренебрегают из-за незначительного влияния на орбиту. Однако при описании движения КА из состава ГВА SOIGA-2 атмосферное торможение следует учитывать.

Концентрация нейтральных атомов в экзосфере на высоте орбиты ГЛОНАСС менее  $10^7$  частиц/см<sup>3</sup> [16] соответствует высокому вакууму с плотностью частиц  $10^{-18}$  кг/м<sup>3</sup> [17]. Для КА ГЛОНАСС-М с массой 1415 кг и ГЛОНАСС-К1 с массой 995 кг [13] на рис. 1 представлена оценка возмущающего ускорения  $a_{\text{атм}}$  на КА (пунктир — ГЛОНАСС-К1, сплошная — ГЛОНАСС-М).

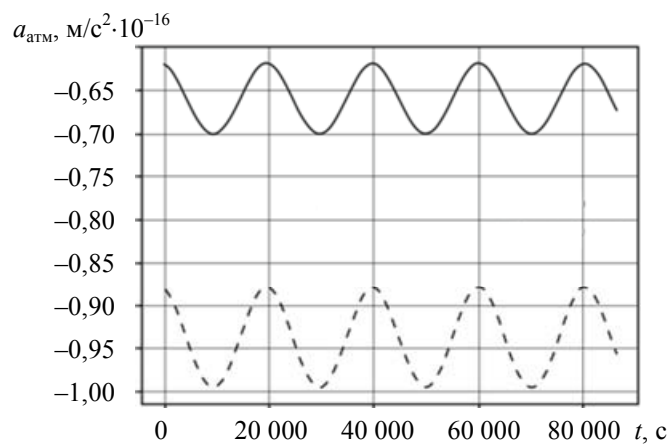


Рис. 1

Расчеты показали, что ускорение может достигать порядка  $6,5 \cdot 10^{-17}$  м/с<sup>2</sup> для КА ГЛОНАСС-М и  $8,8 \cdot 10^{-17}$  м/с<sup>2</sup> — для КА ГЛОНАСС-К1.

*Смещение из-за излучения антенны КА.* Радиоизлучение КА вызывает отдачу, сила которой зависит от мощности излучения и скорости света. Для радиоизлучения мощностью 100 Вт возмущающее ускорение составит  $3,1 \cdot 10^{-10}$  м/с<sup>2</sup> [13]:

$$a_{\text{атм}} a_{AT} = \frac{P}{cm} \frac{\mathbf{r}}{\|\mathbf{r}\|},$$

где  $P$  — мощность излучения,  $m$  — масса КА.

**Влияние гравитационных сил на движение космических аппаратов SOIGA-2.**  
*Центральное поле Земли.* На начальном этапе моделирования траектории движения КА используется уравнение невозмущенного движения, т.е. движения спутника под действием силы притяжения Земли [18]. Уравнение движения КА в инерциальной системе координат при невозмущенном движении имеет вид:

$$a_{E0} = \frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = -\frac{\mu}{|\mathbf{r}|^3} \mathbf{r}. \quad (5)$$

Для КА на орбите ГЛОНАСС ускорение  $a_{E0}$ , вызванное центральным полем Земли, варьирует от 0,6122 до 0,6130 м/с<sup>2</sup> (рис. 2).

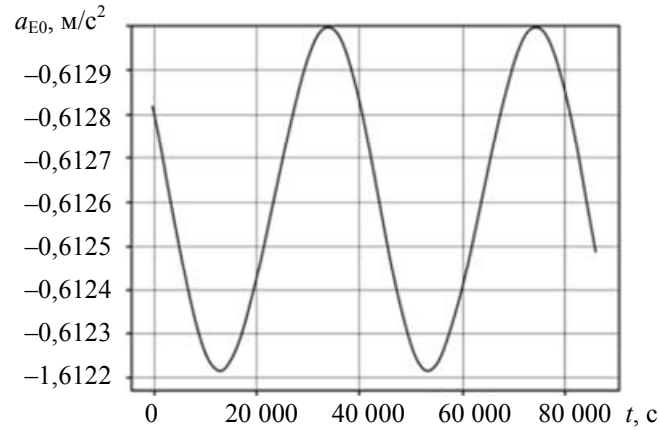


Рис. 2

*Возмущающий гравитационный потенциал Земли.* Помимо центральной силы притяжения на КА воздействуют возмущающие силы, вызванные неоднородным и несимметричным строением Земли. Эти силы вызывают отклонения (возмущения) координат и скорости относительно невозмущенного движения. Их влияние в 1000 раз меньше силы центрального поля Земли, однако длительное воздействие приводит к существенному отклонению от расчетной орбиты КА, поэтому простой модели (5) недостаточно для описания движения КА.

Гравитационное ускорение является градиентом гравитационного потенциала  $V$ , который принято представлять в пространстве вокруг Земли рядом сферических функций:

$$V = \frac{GM}{r} \sum_{n=0}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left[ \left( \frac{R}{r} \right)^n P_{nm}(\sin \phi) (C_{nm} \cos(m\lambda) + S_{nm} \sin(m\lambda)) \right], \quad (6)$$

где  $R$  — средний экваториальный радиус Земли;  $r$ ,  $\lambda$ ,  $\phi$  — сферические координаты КА (радиус, долгота и широта), связанные с вращающейся Землей,  $P_{nm}$  — присоединенная функция Лежандра порядка  $n$  и степени  $m$ ;  $C_{nm}$ ,  $S_{nm}$  — гармонические коэффициенты  $n$ -й степени и  $m$ -го порядка. Расчет вариаций коэффициентов Стокса из (3) принято выполнять по моделям геопотенциала Земли (ГПЗ) [19].

В настоящее время существует несколько моделей ГПЗ, содержащих гармонические коэффициенты  $n=m=2000$ . Наиболее точной и полной моделью является Global Earth Gravitational Model (EGM2008) порядка и степени до 2159 [20], рекомендуемая Международным астрономическим союзом. В Российской Федерации приняты модели ГАО2012 [21] и ПЗ-2002/360 [22] порядка и степени до 360.

Рассмотрим возмущающие ускорения гравитационного потенциала Земли (6). Первое слагаемое степени  $n=0$  соответствует гравитационному потенциалу сферически-симметричного распределения массы  $a_{E0}$  из уравнения (5). Слагаемое степени  $n=1$  в геоцентрической системе координат исключается. Зональная составляющая степени  $n=2$  отражает степень сжатия Земли. Это возмущающее ускорение возникает в результате „сплюснутого распределения“ массы Земли, вызывая прецессию орбитальных плоскостей. На рис. 3, а сопоставлены возмущающие ускорения от зональной гармоники второй степени  $a_{J2}$  (сплошная) и центрального поля  $a_{E0}$  (пунктир).

Влияние второй зональной гармоники (сжатие Земли) на положение орбиты КА превосходит в  $10^3$  влияние гармоник высокого порядка. На рис. 3, б сопоставлены возмущающие ускорения от зональных гармоник третьей (сплошная), четвертой (штрихпунктир) и пятой степени (пунктир). Для спутников ГЛОНАСС применяется усеченная версия EGM2008 порядка и степени до 12. Остаточная погрешность при определении положения спутников в

случае такого усечения не превысит 0,5 мм [23]. Однако анализ возмущений показал (рис. 4), что для межспутниковых измерений в системе SOIGA-2 необходимо использовать модель геопотенциала до  $n=m=18$ . При этом остаточное возмущающее ускорение составит не более  $10^{-15}$  м/с<sup>2</sup>.

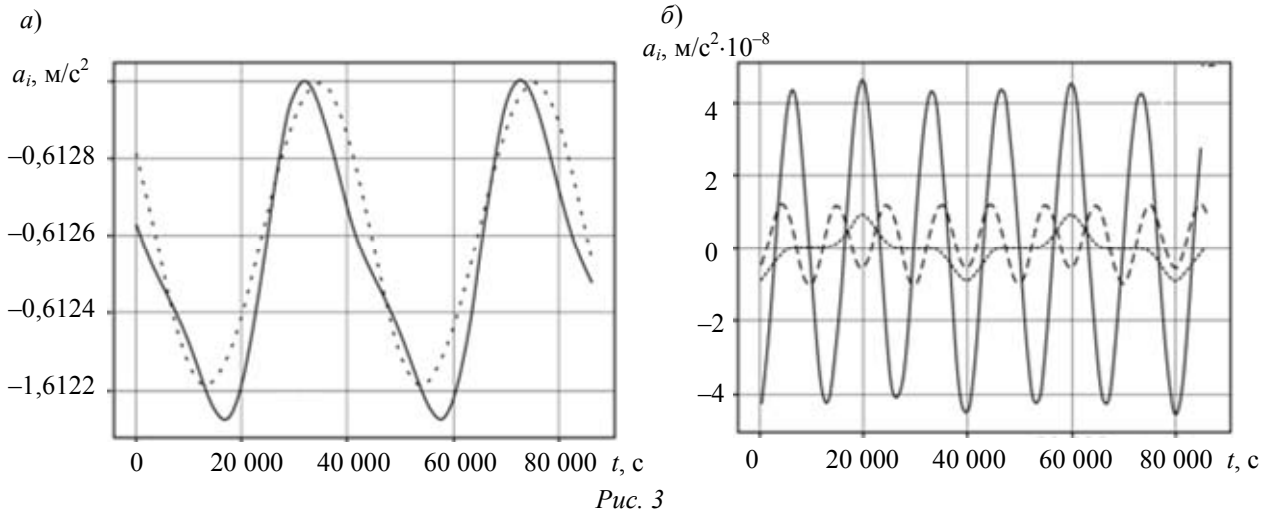


Рис. 3

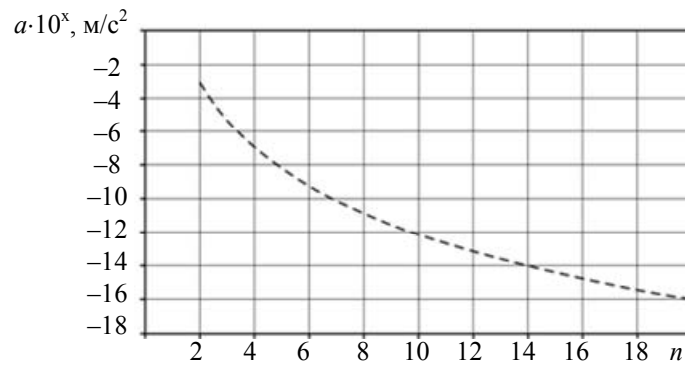


Рис. 4

**Лунная и солнечная гравитация.** Притяжение небесных тел, помимо Земли, создает возмущающее ускорение КА ГВА SOIGA-2. Возмущающее ускорение, создаваемое гравитационным полем Луны и Солнца, описывается следующим выражением:

$$a_{\text{Sun/Moon}} = -\eta_{\text{Sun/Moon}} \left( \frac{\mathbf{r} - \mathbf{S}}{|\mathbf{r} - \mathbf{S}|^3} + \frac{\mathbf{S}}{|\mathbf{r}|^3} \right),$$

где  $\eta_{\text{Sun/Moon}}$  — гравитационная постоянная небесного тела,  $\mathbf{S}$  — вектор геоцентрического положения этого тела,  $\mathbf{r}$  — вектор геоцентрического положения КА [19].

Для расчета координат Луны и Солнца обычно используются эфемериды PER из программного пакета GAMIT разработки MIT, либо эфемериды JPL DE421 разработки JPL NASA (являются более точными). Солнце оказывает большее влияние на положение КА, чем Луна за счет большей массы. Однако значение приливного ускорения Луны выше из-за гораздо меньшего расстояния. На рис. 5 представлено сопоставление возмущающего ускорения Солнца  $a_{\text{Sun}}$  (пунктир) и Луны  $a_{\text{Moon}}$  (сплошная).

На движение КА SOIGA-2 оказывают влияние Венера, Юпитер, Марс. Оценки ускорений, вызванных гравитационными силами этих небесных тел, приведены в таблице.

Следует также учитывать гравитационные возмущения, вызванные приливной деформацией тела Земли из-за воздействий Солнца и Луны. Это приводит к возникновению возмущающего ускорения порядка  $2 \cdot 10^{-9}$  м/с<sup>2</sup>.

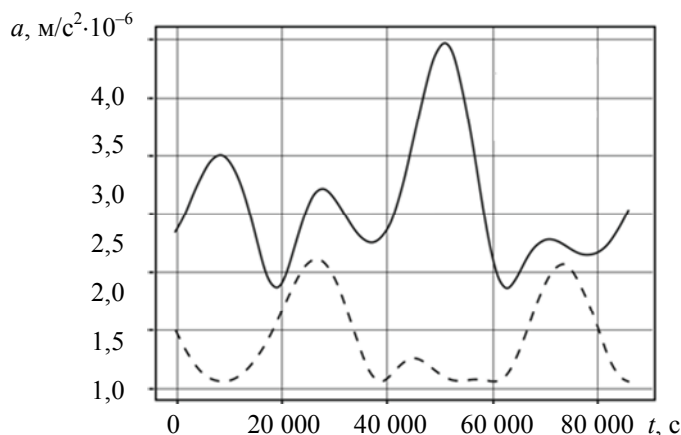


Рис. 5

Также на орбиту КА влияет изменение приливной массы океана. Вариации гравитационного поля от океанических приливов рассчитываются по сложным моделям приливов океана, основанных на гидродинамических моделях FES2004 [24] или альтиметрических наблюдениях EOT11a [25].

Изменения оси вращения Земли относительно ее земной коры, т.е. полярного движения, вызывают периодические деформации из-за незначительных изменений центробежного потенциала Земли. Координаты полюса Земли медленно меняются и преимущественно — в сезонный и чандлеровский периоды (430 дней).

*Релятивистские эффекты.* Для средних орбит необходимо учитывать законы общей и специальной теории относительности Эйнштейна, так как КА движутся по орбитам с достаточно высокими скоростями — 4 км/с, а также разность гравитационных потенциалов в точках положения КА.

Поскольку уравнение (2) приведено в евклидовом пространстве, релятивистские поправки добавляются как возмущающие ускорения для учета кривизны пространства-времени. Наибольшее влияние оказывает эффект Шварцшильда: искривление пространства, вызванное массой Земли [19]. Ускорение возмущения Шварцшильда уменьшается с увеличением расстояния между КА и центром Земли и составляет  $2,5 \cdot 10^{-10}$  м/с<sup>2</sup>.

Для КА ГЛОНАСС такой эффект приводит к незначительной прецессии перигея порядка  $10^{-3}$  "/сутки.

Для учета эффекта Лензе—Тирринга, вследствие вращения массы Земли, вносится общая релятивистская поправка. Возмущающее ускорение пропорционально угловому моменту Земли и обратно пропорционально расстоянию между КА и центром Земли ( $2,5 \cdot 10^{-10}$  м/с<sup>2</sup>) [13, 19].

Вследствие влияния массы Солнца необходимо учитывать эффект Де Ситтера, который вызывает прецессию геоцентрической системы отсчета относительно неподвижных звезд ( $2,5 \cdot 10^{-10}$  м/с<sup>2</sup>) [13, 19].

**Результаты оценки возмущающих ускорений на ГВА SOIGA-2.** Авторами оценены возмущающие ускорения, воздействующие на КА системы ГЛОНАСС (см. таблицу). Поскольку интервал времени наблюдения 100 с, рассчитано изменение расстояния между пробными массами для каждой возмущающей силы за это время. Так как проектная чувствительность межспутникового интерферометра  $10^{-12}$  м [1], возмущающие ускорения, приводящие к изменению расстояния между пробными массами менее 1 пм, могут не учитываться.



## Порядок величин возмущений на движение НКА ГЛОНАСС

Наименование возмущающих сил, воздействующих на КА	Ускорение $a_i$ , м/с <sup>2</sup>	Изменение расстояния между ПМ, м	Модель учета
<i>Гравитационные силы</i>			
Центральное поле Земли	0,61	$3 \cdot 10^3$	EGM2008
Аномалии гравитационного поля Земли			EGM2008
Вторая зональная гармоника	$6 \cdot 10^{-5}$	$3 \cdot 10^{-1}$	
Влияние гармоник до степени и порядка 12	$3 \cdot 10^{-13}$	$2 \cdot 10^{-9}$	
Влияние гармоник до степени и порядка 18	$10^{-15}$	$5 \cdot 10^{-12}$	
Гравитационные возмущения от Луны	$4 \cdot 10^{-6}$	$2 \cdot 10^{-2}$	
Гравитационные возмущения от Солнца	$1 \cdot 10^{-6}$	$5 \cdot 10^{-3}$	
Гравитационные возмущения от Венеры	$2 \cdot 10^{-10}$	$10^{-6}$	
Гравитационные возмущения от Юпитера	$2 \cdot 10^{-11}$	$10^{-7}$	
Гравитационные возмущения от Марса	$2 \cdot 10^{-12}$	$10^{-8}$	
Гравитационные возмущения, вызванные изменением формы Земли из-за приливных воздействий на Землю Луны и Солнца	$2 \cdot 10^{-9}$	$10^{-5}$	
Океанические приливы Земли	$1 \cdot 10^{-10}$	$10^{-7}$	FES2012
Релятивистские эффекты	$3 \cdot 10^{-10}$	$2 \cdot 10^{-6}$	IERS2010
Смещение полюса Земли	$10^{-6}$	$5 \cdot 10^{-3}$	IERS2010
Неравномерность вращения Земли	$3 \cdot 10^{-9}$	$2 \cdot 10^{-5}$	IERS2010
Прецессия и нутация оси вращения Земли	$3 \cdot 10^{-8}$	$10^{-4}$	IAU2000A R06
Изменение формы Земли из-за смещения полюса	$10^{-11}$	$5 \cdot 10^{-8}$	IERS2010
<i>Негравитационные силы</i>			
Световые и тепловые излучения КА	$1 \cdot 10^{-9}$	$5 \cdot 10^{-6}$	
Силы светового давления от Солнца	$1 \cdot 10^{-7}$	$5 \cdot 10^{-4}$	ECOM
Альbedo Земли	$10^{-9}$	$5 \cdot 10^{-6}$	
Смещение из-за излучения антенны КА (мощность 100 Вт)	$3 \cdot 10^{-10}$	$2 \cdot 10^{-6}$	
Атмосферное торможение КА	$6 \cdot 10^{-16}$	$3 \cdot 10^{-12}$	

Как видно из таблицы, наибольшее воздействие на орбиту КА оказывает вторая зональная гармоника Земли. Аномалии гравитационного поля, описываемые моделью до степени и порядка 18, оказывают влияние на положение пробных масс на уровне  $10^{-12}$  м. Следовательно, принятого в ГЛОНАСС ограничения учета геопотенциала до степени и порядка 12 недостаточно для моделирования орбит КА ГВА SOIGA-2. Для учета аномального гравитационного поля возможно использование моделей ГПЗ: EGM-2008, ПЗ90/360, ГАО2012 и др.

Возмущающие ускорения, вызванные гравитационным влиянием Луны и Солнца, также существенно влияют на расстояние между пробными массами. Солнце оказывает большее влияние на положение КА, чем Луна, за счет большей массы. Однако значение приливного ускорения Луны больше из-за гораздо меньшего расстояния до нее.

Кроме того, изменение геопотенциала из-за изменения формы, вращения и полюсов Земли также оказывают значительное влияние на расстояние между пробными массами в ГВА SOIGA-2.

Таким образом, в отличие от удаленных от Земли космических гравитационных антенн типа LISA, на орбитальное движение ГВА SOIGA-2 влияют изменение формы Земли, параметров ее орбитального движения и гравитационного поля. Указанные возмущения гравитационной природы в отличие от негравитационных не представляется возможным компенсировать. Поэтому авторами предлагается рассчитывать возмущающие ускорения для ГВА

SOIGA-2 с погрешностью не выше  $10^{-15}$  м/с<sup>2</sup> и затем математически исключать эти помехи из результатов измерений.

Возмущающие ускорения сил негравитационной природы связаны с собственным тепловым излучением КА, его взаимодействием с излучением Солнца и Земли и атмосферным торможением. Подобные возмущения имеют случайный характер и являются сложно моделируемыми.

В проекте ГВА SOIGA-2 предлагается использовать подход, применяемый в ГВА LISA, DECIGO, Tianqin [26], а именно систему „спутника, свободного от сноса“. Подобная система измеряет взаимное положение КА и пробной массы и, используя прецизионные двигатели, компенсирует эти возмущения.

Выводы. В настоящей работе рассмотрены возмущающие силы, воздействующие на КА SOIGA-2. Оценено влияние этих сил на изменение расстояния между пробными массами на SOIGA-2.

При анализе высокоточной космической лазерной гравитационно-волновой антенны на основе КА, движущихся по орбитам ГЛОНАСС, установлено требование к погрешности межспутниковых измерений не более  $10^{-12}$  м/с<sup>2</sup>. Поэтому силы, приводящие к изменению расстояния менее чем на 1 пм за время наблюдений, могут не учитываться в дальнейшем.

Возмущающие силы гравитационной природы предлагается учесть при обработке измерительной информации.

В настоящее время при эфемеридном обеспечении ГЛОНАСС используются модели гравитационного поля Земли до степени и порядка 12, т.к. остальные элементы модели оказывают влияние на орбиту не более 1 мм.

Для определения орбит КА из состава ГВА SOIGA-2 необходимо использовать более полную модель гравитационного поля Земли (вплоть до гармоник 18-го порядка), учитывать влияние гравитационных сил Луны, Солнца и других небесных тел, а также приливных эффектов Земли. Однако для этого ключевой проблемой является отсутствие моделей возмущающих сил с погрешностью не выше  $10^{-15}$  м/с<sup>2</sup>.

Негравитационные возмущающие ускорения из-за трудностей расчета предлагается исключать системой „спутник, свободный от сноса“. Проектный уровень остаточных возмущающих ускорений должен быть не более  $10^{-15}$  м/с<sup>2</sup>. В этой системе возмущающее ускорение не просто измеряется, а компенсируется путем использования бортовых прецизионных двигателей.

Следует также отметить, что существует возможность создания комбинированных КА, использующихся как для детектирования ГВ, так и глобальной навигации. Выигрыш для ГЛОНАСС заключается прежде всего в уточнении эфемерид на основе межспутниковых интерферометрических измерений и системы активной компенсации негравитационных возмущений.

При дальнейших исследованиях предполагается определение орбит с учетом возмущений, вызванных гравитационными силами, с погрешностью не более  $10^{-15}$  м/с<sup>2</sup> и выбор способа описания этих возмущений.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-29-11022.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Донченко С. С. и др. Особенности высокоточной космической лазерной гравитационно-волновой антенны на основе спутников, движущихся по орбитам ГЛОНАСС // Альманах современной метрологии. 2020. № 3 (23). С. 54—96.

2. Система высокоточного определения эфемерид и временных поправок. Интерфейсный контрольный документ (редакция 3.0). 2011. 93 с. [Электронный ресурс]: <[http://www.glonass-svoevp.ru/DATA/Documents/IKD\\_SVO.pdf](http://www.glonass-svoevp.ru/DATA/Documents/IKD_SVO.pdf)>.
3. Bernese GPS software. Version 4.2 / Ed. by *U. Hugentobler, S. Schaer, P. Fridez*. Astronomical Institute, University of Berne, 2001.
4. *Lichten S. M.* et al. Gipsy-Oasis II: A High Precision GPS Data Processing System and General Satellite Orbit // NASA Technology Transfer Conf. 1995. P. 10 [Электронный ресурс]: <<https://trs.jpl.nasa.gov/bitstream/handle/2014/31777/95-1323.pdf?sequence=1&isAllowed=y>>.
5. *Angermann D., Baustert G., Galas R., Zhu S. Y.* EPOS.P.V3 (Earth Parameter and Orbit System): Software user manual for GPS data processing. Version September 1997. Scientific Technical Report. 1997. 52 p.
6. *Meyer U., Charlot P., Biancale R.* GINS: A new Multi-Technique Software for VLBI Analysis // International VLBI Service for Geodesy and Astrometry. 2000 General Meeting Proceedings. Kötzing, Germany, 21—24 February 2000. P. 324—328.
7. *Herring T. A., King R. W., Floyd M. A., McClusk S. C.* Introduction to GAMIT/GLOBK. Department of Earth, Atmospheric, and Planetary Sciences Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, 2018 [Электронный ресурс]: <[http://geoweb.mit.edu/gg/Intro\\_GG.pdf](http://geoweb.mit.edu/gg/Intro_GG.pdf)>.
8. *Дубошин Г.* Небесная механика. Методы теории движения искусственных небесных тел. М.: Наука, 1983. 352 с.
9. *Beutler G., Brockmann E., Gurtner W., Hugentobler U., Mervart L., Rothacher M., Verdun A.* Extended orbit modeling techniques at the CODE processing center of the international GPS service for geodynamics (IGS): Theory and initial results // *Manuscr. Geod.* 1994. Vol. 19. P. 367—386.
10. *Arnold D., Meindl M., Beutler G., Dach R., Schaer S., Lutz S., Prange L., Sośnica K., Mervart L., Jäggi A.* CODE's new solar radiation pressure model for GNSS orbit determination // *Geod.* 2015. Vol. 89, N 8. P. 775—791.
11. *Weiss J. P., Bar-Sever Y., Bertiger W., Desai S., Garcia-Fernandez M., Haines B., Kuang D., Selle C., Sibois A., Sibthorpe A.* Orbit and attitude modeling at the JPL Analysis Center IGS Workshop, Int. GNSS Serv. Workshop, Pasadena, CA, USA, June 24, 2014 [Электронный ресурс]: <<http://www.igs.org/assets/pdf/Workshop%202014%20-%20PY05%20-%20Weiss%20-%202337%20-%20Orbit%20and%20Attitude%20Modeling%20at%20the%20JPL%20Analysis%20Center.pdf>>.
12. *Springer T., Beutler G., Rothacher M.* A new solar radiation pressure model for GPS satellites // *GPS solutions.* 1999. Vol. 2. P. 50—62.
13. *Springer Handbook of Global Navigation Satellite Systems* / Ed. by *P. J. Teunissen, O. Montenbruck*. Springer Handbooks. Springer, Cham, 2017. 1327 p. DOI: 10.1007/978-3-319-42928-1.
14. *Knocke P. C., Ries J. C., Tapley B. D.* Earth radiation pressure effects on satellites // *Proc. AIAA/AAS Astrodyn. Conf. Minneapolis.* 1988. P. 577—587.
15. *Rodriguez-Solano C. J., Hugentobler U., Steigenberger P., Lutz S.* Impact of Earth radiation pressure on GPS position estimates // *J. Geod.* 2012. Vol. 86, N 5. P. 309—317.
16. *Showman A. P., Dowling T. E.* Earth as a Planet: Atmosphere and Oceans // *Encyclopedia of the Solar System.* Elsevier, 2014. 1336 p.
17. *Нусинов М. Д.* Космический вакуум и надежность космической техники. М.: Знание, 1986. 64 с.
18. ГЛОНАСС: принципы построения и функционирования / Под ред. *А. И. Перова, В. Н. Харисова*. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.
19. *IERS Conventions* / Ed. by *G. Petit and B. Luzum*. IERS Technical Note. 2010. Vol. 36. 179 p.
20. *Pavlis N. K., Holmes S. A., Kenyon S. C., Factor J. K.* The development and evaluation of the Earth gravitational model 2008 (EGM2008) // *J. Geophys. Res. Solid Earth.* 2012. Vol. 117, N B4. P. 1978—2012.
21. *Горобец В. П., Ефимов Г. Н., Столяров И. А.* Опыт Российской Федерации по установлению государственной системы координат 2011 года // *Вестн. СГУГиТ.* 2015. Вып. 2(30).
22. Параметры Земли 1990 года (ПЗ-90.02). Параметры общеземного эллипсоида и гравитационного поля Земли. М., 2002.
23. *McCarthy D., Petit G.* IERS conventions (2003): tech. rep. 2004. 127 p.

24. Lyard F., Lefèvre F., Letellier T., Francis O. Modelling the global ocean tides: A modern insight from FES2004 // Ocean Dyn. 2006. Vol. 56. P. 394—415.
25. Savcenko R. and Bosch W. EOT11a – Empirical Ocean Tide Model from Multi-Mission Satellite Altimetry. Tech. rep. DGF I No. 89. 2012 [Электронный ресурс]: <[https://epic.awi.de/36001/1/DGF I\\_Report\\_89.pdf](https://epic.awi.de/36001/1/DGF_I_Report_89.pdf)>.
26. Wei Liu, Yang Gao. Drag-free control methods for space-based gravitational-wave detection // Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica. 2020. Vol. 50, is. 7. P. 079503. <https://doi.org/10.1360/SSPMA-2019-0386>.

**Сведения об авторах**

- Екатерина Андреевна Карауш** — канд. техн. наук; Всероссийский научно-исследовательский институт физико-технических и радиотехнических измерений, научно-исследовательское отделение разработки и эксплуатации средств метрологического обеспечения координатно-временных и навигационных систем (НИО-8); ст. научный сотрудник; E-mail: khanykova\_ea@vniiftri.ru
- Руслан Аскарджонович Давлатов** — Всероссийский научно-исследовательский институт физико-технических и радиотехнических измерений, научно-исследовательское отделение разработки и эксплуатации средств метрологического обеспечения координатно-временных и навигационных систем (НИО-8); мл. научный сотрудник; Московский государственный университет геодезии и картографии, кафедра высшей геодезии; преподаватель; E-mail: davlatov\_r\_a@mail.ru
- Сергей Сергеевич Донченко** — канд. техн. наук; Всероссийский научно-исследовательский институт физико-технических и радиотехнических измерений, научно-исследовательское отделение разработки и эксплуатации средств метрологического обеспечения координатно-временных и навигационных систем (НИО-8); ст. научный сотрудник; E-mail: donchenko\_ss@vniiftri.ru
- Юрий Владимирович Гостев** — Всероссийский научно-исследовательский институт физико-технических и радиотехнических измерений, научно-исследовательское отделение разработки и эксплуатации средств метрологического обеспечения координатно-временных и навигационных систем (НИО-8); начальник лаборатории; E-mail: ghosteff2010@yandex.ru
- Денис Александрович Соколов** — Всероссийский научно-исследовательский институт физико-технических и радиотехнических измерений, научно-исследовательское отделение разработки и эксплуатации средств метрологического обеспечения координатно-временных и навигационных систем (НИО-8); научный сотрудник; E-mail: sokolov@vniiftri.ru
- Евгений Александрович Лавров** — Всероссийский научно-исследовательский институт физико-технических и радиотехнических измерений, научно-исследовательское отделение разработки и эксплуатации средств метрологического обеспечения координатно-временных и навигационных систем (НИО-8); мл. научный сотрудник; E-mail: lavrov@vniiftri.ru
- Павел Геннадьевич Харламов** — Всероссийский научно-исследовательский институт физико-технических и радиотехнических измерений, научно-исследовательское отделение разработки и эксплуатации средств метрологического обеспечения координатно-временных и навигационных систем (НИО-8); инженер; E-mail: kharlamov@vniiftri.ru

Поступила в редакцию  
19.06.2020 г.

**Ссылка для цитирования:** Карауш Е. А., Давлатов Р. А., Донченко С. С., Гостев Ю. В., Соколов Д. А., Лавров Е. А., Харламов П. Г. Оценка возмущающих ускорений, воздействующих на космическую гравитационную волновую антенну „SOIGA-2“ // Изв. вузов. Приборостроение. 2020. Т. 63, № 10. С. 907—920.

### ESTIMATION OF PERTURBING ACCELERATIONS AFFECTING THE SPACE GRAVITATIONAL WAVE ANTENNA SOIGA-2

E. A. Karaush<sup>1</sup>, R. A. Davlatov<sup>1,2</sup>, S. S. Donchenko<sup>1</sup>, Yu. V. Gostev<sup>1</sup>,  
D. A. Sokolov<sup>1</sup>, E. A. Lavrov<sup>1</sup>, P. G. Kharlamov<sup>1</sup>

<sup>1</sup>The All-Russian Research Institute for Physical-Technical and Radio-Technical Measurements,  
141570, Moscow Region, Mendeleevo, Russia  
E-mail: office@vniiftri.ru

<sup>2</sup>Moscow State University of Geodesy and Cartography, 105064, Moscow, Russia  
E-mail: portal@miigaik.ru

Russian gravitational wave antenna SOIGA-2 is a cluster including four spacecrafts in each of GLONASS orbits located at the vertices of a square. An analysis of disturbing forces applied to the spacecraft SOIGA-2 is performed. An estimate of values of the gravitational and non-gravitational disturbing accelerations is presented. The allowable level of disturbing accelerations for detection of gravitational waves are listed. A method for compensation of non-gravitational forces using a drag-free satellite system is proposed as well as preliminary calculation of the forces of gravitational nature and their subsequent subtraction.

**Keywords:** GLONASS, orbit, gravitational and non-gravitational forces, gravitational waves, SOIGA-2

#### REFERENCES

1. Donchenko S.S. et al. *Almanac of modern metrology*, 2020, no. 3(23), pp. 54-96. (in Russ.)
2. [http://www.glonass-svoevp.ru/DATA/Documents/IKD\\_SVO.pdf](http://www.glonass-svoevp.ru/DATA/Documents/IKD_SVO.pdf). (in Russ.)
3. Hugentobler U., Schaer S., Fridez P., eds., *Bernese GPS software. Version 4.2*, Astronomical Institute, University of Berne, 2001.
4. *Gipsy-Oasis II: A High Precision GPS Data Processing System and General Satellite Orbit*, <https://trs.jpl.nasa.gov/bitstream/handle/2014/31777/95-1323.pdf?sequence=1&isAllowed=y>.
5. Angermann D., Baustert G., Galas R., Zhu S.Y. *EPOS.P.V3 (Earth Parameter and Orbit System): Software user manual for GPS data processing; version September 1997*, Scientific Technical Report, 1997, 52 p.
6. Meyer U., Charlot P., Biancale R. *GINS: A new Multi-Technique Software for VLBI Analysis. International VLBI Service for Geodesy and Astrometry. 2000 General Meeting Proceedings*, Kötzing, Germany, February 21-24, 2000, pp. 324-328.
7. Introduction to GAMIT/GLOBK, [http://geoweb.mit.edu/gg/Intro\\_GG.pdf](http://geoweb.mit.edu/gg/Intro_GG.pdf).
8. Duboshin G. *Nebesnaya mekhanika. Metody teorii dvizheniya iskusstvennykh nebesnykh tel (Celestial Mechanics. Methods of the Theory of Motion of Artificial Celestial Bodies)*, Moscow, 1983, 352 p. (in Russ.)
9. Beutler G., Brockmann E., Gurtner W., Hugentobler U., Mervart L., Rothacher M., Verdun A. *Manuscr. Geod.*, 1994, no. 19, pp. 367-386.
10. Arnold D., Meindl M., Beutler G., Dach R., Schaer S., Lutz S., Prange L., Sośnica K., Mervart L., Jäggi A. *Geod*, 2015, no. 8(89), pp. 775-791.
11. *Orbit and attitude modeling at the JPL Analysis Center. IGS Workshop*, Int. GNSS Serv. Workshop, <http://www.igs.org/assets/pdf/Workshop%202014%20-%20PY05%20-%20Weiss%20-%20202337%20-%20Orbit%20and%20Attitude%20Modeling%20at%20the%20JPL%20Analysis%20Center.pdf>.
12. Springer T., Beutler G., Rothacher M. GPS solutions, 1999, no. 2, pp. 50-62, <http://link.springer.com/article/10.1007/PL00012757>.
13. Teunissen P.J., Montenbruck O., ed., *Springer Handbook of Global Navigation Satellite Systems*, Springer, Cham. 2017. 1327 p. DOI: 10.1007/978-3-319-42928-1.
14. Knocke P.C., Ries J.C., Tapley B.D. *Proc. AIAA/AAS Astrodyn. Conf.*, Minneapolis, 1988, pp. 577-587.
15. Rodriguez-Solano C.J., Hugentobler U., Steigenberger P., Lutz S. *J. Geod.*, 2012, no. 5(86), pp. 309-317.
16. Showman A.P., Dowling T.E. *Encyclopedia of the Solar System*, Elsevier, 2014, pp. 427.
17. Nusinov M.D. *Kosmicheskiy vakuum i nadezhnost' kosmicheskoy tekhniki (Space Vacuum and Space Technology Reliability)*, Moscow, 1986, 64 p. (in Russ.)
18. Perov A.I., Kharisov V.N. eds., *GLONASS: printsipy postroyeniya i funkcionirovaniya (GLONASS: Principles of Construction and Functioning)*, Moscow, 2010, 800 p. (in Russ.)
19. Petit G. and Luzum B., eds., *IERS Technical Note*, 2010, vol. 36, pp. 179.
20. Pavlis N.K., Holmes S.A., Kenyon S.C., Factor J.K. *J. Geophys. Res. Solid Earth*, 2012, no. B4(117), pp. 1978-2012.
21. Gorobets V.P., Efimov G.N., Stolyarov I.A. *Vestnik of the Siberian State University of Geosystems and Technologies (SSUGT)*, 2015, no. 2(30). (in Russ.)
22. *Parametry Zemli 1990 goda (PZ-90.02). Parametry obshchezemnogo ellipsoida i gravitacionnogo polya Zemli (Earth Parameters 1990 (PZ-90.02). Parameters of the Common Terrestrial Ellipsoid and the Earth's Gravitational Field)*, Moscow, 2002. (in Russ.)

23. McCarthy D., Petit G. *IERS conventions (2003)*: tech. rep., 2004, 127 p.
24. Lyard F., Lefèvre F., Letellier T., Francis O. *Ocean Dyn.*, 2006, vol. 56, pp. 394–415.
25. Savcenko R. and Bosch W. *EOT11a — Empirical Ocean Tide Model from Multi-Mission Satellite Altimetry*. Tech. rep. DGF1 no. 89, 2012, [https://epic.awi.de/36001/1/DGF1\\_Report\\_89.pdf](https://epic.awi.de/36001/1/DGF1_Report_89.pdf).
26. Wei Liu, Yang Gao, *Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica*, 2020, no. 7(50), pp. 079503.

#### **Data on authors**

- Ekaterina A. Karaush** — PhD; The All-Russian Research Institute for Physical-Technical and Radio-Technical Measurements, Research Department of the Development and Operation of Means of Metrological Assurance of Coordinate-Time and Navigation Systems; Senior Scientist; E-mail: khanykova\_ea@vniiftri.ru
- Ruslan A. Davlatov** — The All-Russian Research Institute for Physical-Technical and Radio-Technical Measurements, Research Department of the Development and Operation of Means of Metrological Assurance of Coordinate-Time and Navigation Systems; Junior Scientist; Moscow State University of Geodesy and Cartography, Department of Higher Geodesy; Lecturer; E-mail: davlatov\_r\_a@mail.ru
- Sergey S. Donchenko** — PhD; The All-Russian Research Institute for Physical-Technical and Radio-Technical Measurements, Research Department of the Development and Operation of Means of Metrological Assurance of Coordinate-Time and Navigation Systems; Senior Scientist; E-mail: donchenko\_ss@vniiftri.ru
- Yury V. Gostev** — The All-Russian Research Institute for Physical-Technical and Radio-Technical Measurements, Research Department of the Development and Operation of Means of Metrological Assurance of Coordinate-Time and Navigation Systems; Head of Laboratory; E-mail: ghosteff2010@yandex.ru
- Denis A. Sokolov** — The All-Russian Research Institute for Physical-Technical and Radio-Technical Measurements, Research Department of the Development and Operation of Means of Metrological Assurance of Coordinate-Time and Navigation Systems; Scientist; E-mail: sokolov@vniiftri.ru
- Evgeny A. Lavrov** — The All-Russian Research Institute for Physical-Technical and Radio-Technical Measurements, Research Department of the Development and Operation of Means of Metrological Assurance of Coordinate-Time and Navigation Systems; Junior Scientist; E-mail: lavrov@vniiftri.ru
- Pavel G. Kharlamov** — The All-Russian Research Institute for Physical-Technical and Radio-Technical Measurements, Research Department of the Development and Operation of Means of Metrological Assurance of Coordinate-Time and Navigation Systems; Engineer; E-mail: kharlamov@vniiftri.ru

**For citation:** Karaush E. A., Davlatov R. A., Donchenko S. S., Gostev Yu. V., Sokolov D. A., Lavrov E. A., Kharlamov P. G. Estimation of perturbing accelerations affecting the space gravitational wave antenna SOIGA-2. *Journal of Instrument Engineering*. 2020. Vol. 63, N 10. P. 907—920 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2020-63-10-907-920