



<http://dx.doi.org/10.35596/1729-7648-2021-19-2-40-48>

Оригинальная статья  
Original paper

УДК 530.122.1

## ЗАВИСИМОСТЬ ДЕТЕКТИРУЕМОГО СИГНАЛА ОТ КИНЕМАТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ СПУТНИКА В КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЕ S-LIGO-E2R

И.П. ОХРИМЕНКО, П.В. ПЕТРОВ., Н.Н. КОЛЬЧЕВСКИЙ

*Белорусский государственный университет (г. Минск, Республика Беларусь)*

*Поступила в редакцию 2 октября 2020*

© Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники, 2021

**Аннотация.** В эксперименте детектирования гравитационных волн регистрируются изменения расстояний меньше чем  $\sim 10^{-21}$ . Эта особенность определяет минимальный размер экспериментальных установок данного назначения и частотный диапазон детектирования. Для расширения частотного диапазона и увеличения чувствительности гравитационных детекторов интерференционного типа необходимо значительно увеличивать линейные размеры детектора до размеров, сопоставимых с размерами Земли и даже ее превышающих. Республика Беларусь имеет опыт разработки, запуска и эксплуатации спутников, использование которых позволяет существенно увеличить линейные размеры гравитационного космического детектора. Рассматриваются системы спутников в качестве космического детектора гравитационных волн S-LIGO-N<sub>x</sub>R-z<sub>y</sub>. Космический детектор гравитационных волн S-LIGO-N<sub>x</sub>R-z<sub>y</sub> представляет собой систему лазерных интерферометров, состоящих из  $x$  числа спутников с заданными орбитами  $z$  типа на орбите планеты  $N$  Солнечной системы. В связи со сложным движением спутников интерферометры в такой системе аналогичны интерферометрам с подвижными зеркалами. Целью данной работы является исследование влияния кинематических параметров спутников на детектируемый сигнал в космических детекторах гравитационных волн S-LIGO-E2R-z<sub>2</sub>. Конфигурация космического детектора определяет набор спутниковых орбит, направление и начальную фазу движения. Сигналы детектора зависят от мгновенного расстояния между спутниками и могут быть описаны в виде периодических функций. Получены уравнения, описывающие периодические изменения сигнала между спутниками в результате их относительного движения в зависимости от начальных условий запуска спутников. В работе рассмотрены общий случай для произвольных ориентированных орбит и два частных случая для коллинеарных и ортогональных круговых орбит для системы спутников в космических детекторах гравитационных волн S-LIGO-E2R-z<sub>2</sub>-o и S-LIGO-E2R-z<sub>2</sub>-p. Представлены графики зависимостей детектируемого сигнала от кинематических параметров спутников детекторов S-LIGO-E2R-z<sub>2</sub>-o и S-LIGO-E2R-z<sub>2</sub>-p. Показано, что детектируемые сигналы содержат участки нулевой интенсивности, а длительность и периодичность участков нулевой интенсивности связаны с кинематическими параметрами спутников.

**Ключевые слова:** гравитационные волны, спутниковые системы, интерферометры, космический детектор гравитационных волн.

**Конфликт интересов.** Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

**Для цитирования.** Охрименко И.П., Петров П.В., Кольчевский Н.Н. Зависимость детектируемого сигнала от кинематических параметров спутника в космической системе S-LIGO-E2R. Доклады БГУИР. 2021; 19(2): 40-48.

## DEPENDENCE OF THE DETECTED SIGNAL ON THE KINEMATIC PARAMETERS OF THE S-LIGO-E2R SPACE SYSTEM

IVAN P. OHRYMENKO, PAVEL V. PETROV, NICKOLAI N. KOLCHEVSKY

*Belarusian State University (Minsk, Republic of Belarus)*

*Submitted 2 October 2020*

© Belarusian State University of Informatics and Radioelectronics, 2021

**Abstract.** The changes of distances less than  $\sim 10^{-21}$  are registered during the gravitational wave experiment. This feature determines the minimum size of experimental installations and the frequency range of gravitational wave detectors. To expand the frequency range and increase the sensitivity of gravitational interference detectors, it is necessary to increase the linear dimensions of the detector significantly as big as Earth and even more. The Republic of Belarus has experience in the development, launch and operation of satellites, the use of which can significantly increase the linear dimensions of the gravitational space detector. The satellite systems as a space detector of gravitational waves S-LIGO-NxR-zy are considered. The S-LIGO-NxR-zy space gravitational wave detector is a system of laser interferometers consisting of  $x$  number of satellites with given  $z$ -type orbits, in orbit of planet  $N$  of the solar system. The interferometers in such systems are identical to interferometers with oscillating mirrors due to the complex satellite motion. The purpose of this work is to study the influence of the kinematic parameters of satellites on the detected signal in the S-LIGO-E2R- $z_2$  system. The configuration of the space detector determines the set of satellite orbits, direction and initial phase of movement. The detector signals depend on the instantaneous distance between the satellites and can be described as periodic functions. There are obtained the equations that describe the periodic changes in the signal between satellites as a result of their relative motion, depending on the initial conditions for launching the satellites. The general case for arbitrary oriented orbits and two special cases for collinear and orthogonal circular orbits in space gravitational wave detectors S-LIGO-E2R- $z_2$ -p and S-LIGO-E2R- $z_2$ -o are considered in the paper. The graphs of the dependences of the detected signal on the kinematic parameters of the satellites of the detectors S-LIGO-E2R- $z_2$ -p and S-LIGO-E2R- $z_2$ -o are presented. It is shown that the detected signals contain sections of zero intensity, and the duration and frequency of sections of zero intensity are related to the kinematic parameters of satellites.

**Keywords:** gravitational waves, satellite systems, interferometers, space gravitational wave detector.

**Conflict of interests.** The authors declare no conflict of interests.

**For citation.** Ohrymenko I.P., Petrov P.V., Kolchevsky N.N. Dependence of the detected signal on the kinematic parameters of the satellite in the S-LIGO-E2R space system. Doklady BGUIR. 2021; 19(2): 40-48.

### Введение

В наземной обсерватории LIGO (США), специально разработанной и построенной для детектирования гравитационных волн [1, 2], 14 сентября 2015 г. была зарегистрирована первая такая волна. Первое упоминание термина «гравитационная волна» (ГВ) обозначено в работе Пуанкаре [3], а первое заявление на экспериментальное подтверждение ГВ встречается в работах Дж. Вебера [4], в которых он утверждает, что зарегистрировал ГВ от космического источника в центре галактики с помощью детектора резонансного типа: алюминиевый цилиндр с высокоточными пьезодатчиками механических колебаний. Использование лазерных интерферометров для детектирования ГВ было впервые предложено в работе [5]. На основе этой работы был разработан, сконструирован и улучшен LIGO-детектор [6], Virgo, а также Японский детектор ГВ KAGRA [7]. На начало 2020 года детекторами ГВ зарегистрировано 67 событий, которые проходят дополнительную пост-проверку: официально подтверждена регистрация 11 ГВ, 56 – на стадии пост-обработки. На сегодняшний день ведутся разработки будущих наземных детекторов третьего поколения: IndIGO [8], Einstein Telescope [9] и Cosmic Explorer [10, 11], а также космических детекторов ГВ: DECIGO [12, 13], LISA [14, 15] и BBO

[16, 13]. Проекты LISA, DECIGO и BBO предполагают расположение спутников на околоземных орбитах – реализация таких детекторов в скором будущем затруднена. В связи с этим околоземные орбиты имеют большое преимущество в опыте и скорости реализации проектов. В космосе можно разместить гравитационный детектор, чувствительный к спектру ГВ, недоступных для LIGO-детекторов, размещенных на Земле. В Республике Беларусь освоено проектирование и изготовление изделий космической техники. Научно-конструкторское управление «Космос» в ОАО «Пеленг» занимается разработкой, проектированием и тестированием космических аппаратов (КА) и их полезной нагрузки для внешних и внутренних проектов. Республика Беларусь закрепила за собой статус космической державы после запуска первого собственного спутника «Белорусский космический аппарат» (БКА) 22 июля 2012 г. В 2018 году Белорусский государственный университет запустил собственный наноспутник, который стал третьим КА Республики Беларусь. 31 августа 2020 г. Президент Республики Беларусь подписал распоряжение о запуске второго научно-образовательного спутника Белорусского государственного университета в 2021 году.

Целью работы является исследование зависимости детектируемого сигнала от кинематических параметров спутников в рассматриваемых космических ГВ-детекторах S-LIGO-E2R-z2-о и S-LIGO-E2R-z2-р.

### Кинематические параметры спутника в космической системе S-LIGO-NxR-zy

В Солнечной системе имеется множество естественных космических объектов с изученными кинематическими характеристиками – это ресурс, который можно и необходимо использовать для целей детектирования астрофизических ГВ. В качестве космического детектора ГВ рассматривается космическая измерительная система из  $N$  спутников с условным обозначением «S-LIGO-NxR-zy», где  $X$  – количество спутников  $Z$  типа (низкоорбитальные – L, среднеорбитальные – M, геостационарные – G или высокоэллиптические – H-орбиты), расположенных на  $Y$  – количестве орбит планеты наименования  $N$  (планета Земля – E). Рассматриваемый космический детектор может располагаться на орбитах планет Солнечной системы (СС), естественных спутниках планет СС или планетоидах в СС. Частным случаем модели детектора является система из двух спутников на околоземных орбитах различного типа S-LIGO-E2R-z2 (рис. 1, a).

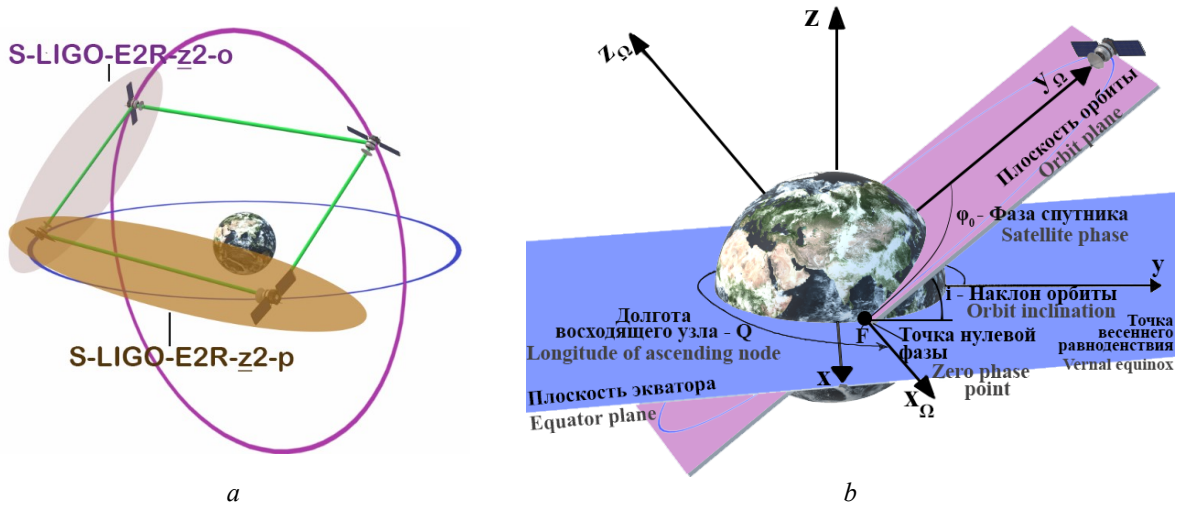
В отличие от наземного детектирования ГВ со стационарным положением системы источник – детектор для космического детектора ГВ необходимо исследовать относительное движение системы спутников. Сигнал на детекторе космического интерферометра зависит от мгновенного расстояния между парой движущихся спутников и будет периодически изменяться.

Рассмотрим временную динамику сигнала между парой спутников для случая заданной высоты орбиты и произвольного угла наклона между плоскостями этих орбит. Мгновенное положение каждого спутника будет описываться в собственной двумерной орбитальной системе координат (СК)  $x_{\Omega}Oy_{\Omega}$ , центр которой совпадает с центром планеты, а плоскость совпадает с плоскостью орбиты. Выбор направления осей осуществляется следующим образом: сначала задается декартова СК  $XYZ$  планеты (рис. 1, b), где плоскость  $xOy$  совпадает с плоскостью экватора, а ось ординат направлена на точку весеннего равноденствия. Относительно СК планеты задается орбитальная СК спутника, ось абсцисс которой направляется в точку пересечения спутника с плоскостью экватора и считается нулевым углом положения спутника на орбите; остальные оси откладываются перпендикулярно оси абсцисс.

Параметрами, которые описывают мгновенное положение спутника в его СК, являются две координаты  $x_{\Omega}$  и  $y_{\Omega}$ , начальный угол положения спутника на орбите  $\varphi_0$  и среднее движение спутника по орбите  $\omega$ . Уравнения, описывающие мгновенное положение первого и второго спутника для произвольной орбиты, имеют следующий вид:

$$\begin{cases} x_{\Omega 1} = x_{01} \cos(\omega_1 t + \varphi_{01}) \\ y_{\Omega 1} = y_{01} \sin(\omega_1 t + \varphi_{01}) \\ z_{\Omega 1} = 0 \end{cases} \text{ и } \begin{cases} x_{\Omega 2} = x_{02} \cos(\omega_2 t + \varphi_{02}) \\ y_{\Omega 2} = y_{02} \sin(\omega_2 t + \varphi_{02}) \\ z_{\Omega 2} = 0 \end{cases}, \quad (1)$$

где  $x_{01}, y_{01}$  – полуоси орбиты 1-го спутника, 1, 2 – номер спутника,  $\omega_1$  – среднее движение,  $\varphi_{01}$  – начальная фаза.



**Рис. 1.** Космические детекторы гравитационных волн S-LIGO-E2R-z2 (a); орбитальная система координат спутника  $X_{\Omega}Y_{\Omega}Z_{\Omega}$  относительно заданной системы координат планеты  $XYZ$  (b)  
**Fig. 1.** Space detector of gravitational waves S-LIGO-E2R-z2 (a); the satellite orbital coordinate system  $X_{\Omega}Y_{\Omega}Z_{\Omega}$  relative to the planetary coordinate system  $XYZ$  given (b)

Тогда, используя матрицу поворота, координаты вектора мгновенного расстояния между парой спутников будут рассчитываться по следующей формуле:

$$r(t) = \begin{pmatrix} x_{01} \cos(\omega_1 t + \varphi_{01}) - x_{02} \cos(\omega_2 t + \varphi_{02}) \\ y_{01} \sin(\omega_1 t + \varphi_{01}) - y_{02} \cos(\alpha) \sin(\omega_2 t + \varphi_{02}) \\ - y_{02} \sin(\alpha) \sin(\omega_2 t + \varphi_{02}) \end{pmatrix}, \quad (2)$$

где  $\alpha$  – произвольный угол между плоскостями орбит спутников.

Как говорилось ранее, мгновенное расстояние между спутниками  $r(t)$  определяет величину детектируемого сигнала по формуле

$$I = \frac{I_0}{r(t)^2} = I_0 \left( \frac{1}{x_{01}^2 \cos^2(\varphi_{01} + \omega_1 t) - 2x_{01}x_{02} \cos(\varphi_{01} + \omega_1 t) \cos(\varphi_{02} + \omega_2 t) + x_{02}^2 \cos^2(\varphi_{02} + \omega_2 t)} + \frac{1}{y_{01}^2 \sin^2(\varphi_{01} + \omega_1 t) - 2y_{01}y_{02} \cos(\alpha) \sin(\varphi_{01} + \omega_1 t) \sin(\varphi_{02} + \omega_2 t) + y_{02}^2 \cos^2(\alpha) \sin^2(\varphi_{02} + \omega_2 t)} + \frac{1}{y_{02}^2 \sin^2(\alpha) \sin^2(\varphi_{02} + \omega_2 t)} \right). \quad (3)$$

Такая зависимость будет носить периодический характер и позволяет сделать вывод об угловом положении орбиты одного спутника относительно другого и определить кинематические характеристики движения спутника. Выражение (3) позволяет численно моделировать сигнал между двумя спутниками для последующего анализа. Анализируя полученный сигнал, можно решить задачу восстановления кинематических характеристик одного спутника относительно другого и угол между плоскостями их орбит.

Метод восстановления расстояния, кинематических характеристик из полученной временной зависимости интенсивности сигнала основывается на выявлении периодичности принимаемого сигнала, анализе функции мощности и амплитудно-частотной характеристики сигнала. Периодичность сигнала определяется параметрами орбиты спутников и направлением относительного движения. Интенсивность сигнала определяется увеличением расстояния  $r(t)$  между спутниками, относительной ориентацией диаграммы направленности источника и детектора. Методы цифровой обработки сигналов (преобразование Фурье, фильтры) позволяют оперативно определять период и рассчитать амплитудно-частотную характеристику сигнала.

Рассмотрим частный случай общей задачи, а именно временную динамику сигнала между парой искусственных спутников Земли, движущихся на коллинеарных орбитах с учетом заданного направления движения и начального положения в системе космического детектора ГВ S-LIGO-E2R-z2-p. Спутники в данной системе будут описываться следующими параметрами: период обращения спутника  $T$ ; скорость спутника  $V$ ; радиус орбиты спутника  $R$  и угловое расстояние  $\alpha$ , которое спутник прошел за время  $t$ ; направление относительного обращения и начальная фаза углового положения спутника  $\varphi_0$  на орбите относительно точки нулевой фазы  $F$ . Скорость спутника  $V$ , период  $T$  и угол  $\alpha$  рассчитываются по следующим формулам:

$$\begin{aligned} V^2 &= gR = \frac{GM_p}{R}, \\ T &= \frac{2\pi R}{V} = \frac{2\pi R^2}{GM_p}, \\ \alpha &= \omega t = \pm \frac{2\pi t}{T} = \pm \frac{GM_p t}{R^2}, \end{aligned} \quad (4)$$

где  $g$  – ускорение свободного падения для планеты,  $G$  – гравитационная постоянная,  $M_p$  – масса планеты, вокруг которой обращается спутник. Мгновенное положение двух спутников описываются следующими уравнениями:

$$\left\{ \begin{array}{l} x_{\Omega 1} = R_1 \cos(\omega_1 t + \varphi_{01}) = R_1 \cos\left(\pm \frac{GM_p t}{R_1^2} + \varphi_{01}\right) \\ y_{\Omega 1} = R_1 \sin(\omega_1 t + \varphi_{01}) = R_1 \sin\left(\pm \frac{GM_p t}{R_1^2} + \varphi_{01}\right) \\ z_{\Omega 1} = 0 \end{array} \right. \text{ и } \left\{ \begin{array}{l} x_{\Omega 2} = R_2 \cos(\omega_2 t + \varphi_{02}) = R_2 \cos\left(\pm \frac{GM_p t}{R_2^2} + \varphi_{02}\right) \\ y_{\Omega 2} = R_2 \sin(\omega_2 t + \varphi_{02}) = R_2 \sin\left(\pm \frac{GM_p t}{R_2^2} + \varphi_{02}\right) \\ z_{\Omega 2} = 0 \end{array} \right. , \quad (5)$$

где  $x_\Omega$ ,  $y_\Omega$ ,  $z_\Omega$  – координаты положения спутника в пространстве в орбитальной СК,  $t$  – время,  $\varphi_0$  – начальная фаза спутника, 1 и 2 – номер спутника.

Так как орбиты спутников лежат в одной плоскости, отличия в положении спутников заключаются в радиусах орбит и угловом расстоянии, которое они прошли за время  $t$ . Направление движения спутников может быть сонаправленным или разнонаправленным. В случае сонаправленного движения угол между спутниками зависит от времени и равен

$$\varphi(t) = \alpha_1 - \alpha_2 = \pm 2\pi t \left( \frac{1}{T_1} - \frac{1}{T_2} \right) = \pm GM_p \left( \frac{1}{R_1^2} - \frac{1}{R_2^2} \right) t, \quad (6)$$

где  $\varphi$  – угол между спутниками относительно центра системы координат (в данном случае совпадает с центром планеты). В случае, когда спутники обращаются в разных направлениях: один по часовой стрелке, а другой против, угол между спутниками определяется по формуле

$$\varphi(t) = \alpha_1 + \alpha_2 = \pm 2\pi t \left( \frac{1}{T_1} + \frac{1}{T_2} \right) = \pm GM_p \left( \frac{1}{R_1^2} + \frac{1}{R_2^2} \right) t. \quad (7)$$

Тогда мгновенное расстояние  $r(t)$  в случае, когда спутники движутся по коллинеарным орбитам, можно выразить по теореме косинусов через  $R_1$ ,  $R_2$  и  $\varphi$ :

$$r(\varphi(t)) = \sqrt{R_1^2 + R_2^2 - 2R_1R_2 \cos \varphi} = \sqrt{R_1^2 + R_2^2 - 2R_1R_2 \cos \left( \pm GM_p \left( \frac{1}{R_1^2} \mp \frac{1}{R_2^2} \right) t \right)}. \quad (8)$$

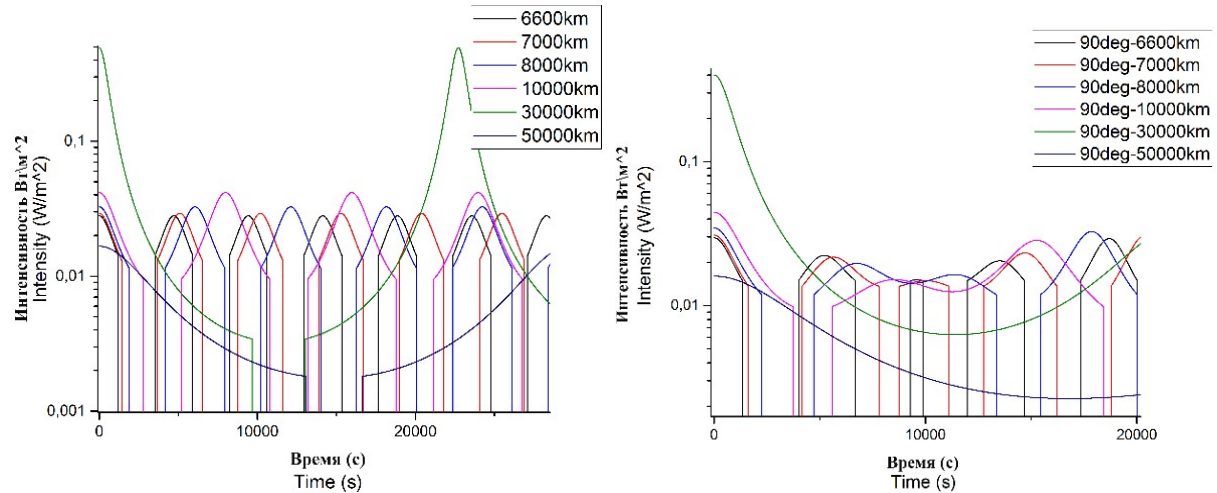
Величина детектируемого сигнала примет следующий вид:

$$I(\varphi(t)) = \frac{I_0}{r(t)^2} = \frac{I_0}{R_1^2 + R_2^2 - 2R_1R_2 \cos \varphi} = \frac{I_0}{R_1^2 + R_2^2 - 2R_1R_2 \cos \left( \pm GM_p \left( \frac{1}{R_1^2} \mp \frac{1}{R_2^2} \right) t \right)}. \quad (9)$$

Используя выражение (7), можно выразить период зависимости  $r(t)$  и соответственно период зависимости  $I(t)$ : период наступит, когда изменение угла  $\varphi$  составит  $2\pi$ . Подставляя  $2\pi$  в (7), получим период сигнала для сонаправленного и разнонаправленного движений спутников:

$$t_n^+ = \frac{T_1 \cdot T_2}{T_2 - T_1} = \frac{2\pi}{GM_p} \cdot \frac{R_1^2 R_2^2}{(R_2^2 - R_1^2)} \text{ и } t_n^- = \frac{T_1 \cdot T_2}{T_2 + T_1} = \frac{2\pi}{GM_p} \cdot \frac{R_1^2 R_2^2}{(R_2^2 + R_1^2)}. \quad (10)$$

Пример расчета по формуле (9) показан на рис. 2. Из периодичности (7) следует периодичность временной зависимости сигнала (9). Максимальное значение (9) наступает тогда, когда (7) минимально, т. е. когда угол между спутниками  $\varphi$  равен нулю, спутники находятся на одной прямой, проходящей через центр Земли.



**Рис. 2.** Графики временной зависимости сигналов между двумя спутниками на различных орбитах для случаев ортогональных и совпадающих плоскостей орбит спутников в космическом детекторе гравитационных волн S-LIGO-E2R-z2

**Fig. 2.** Graphs of the signal time dependencies between two satellites on various orbits for collinear and orthogonal cases in space GW detector S-LIGO-E2R-z2

Рассмотрим другой частный случай общей задачи, а именно временную динамику сигнала между парой искусственных спутников Земли, движущихся на ортогональных орбитах с учетом начального положения в системе космического детектора ГВ S-LIGO-E2R-z2-о. Скорость спутника  $V$ , период  $T$  и среднее движение  $\omega$  описываются формулами (4). Мгновенные положения спутников на ортогональных орбитах описываются следующими системами уравнений:

$$\left\{ \begin{array}{l} x_{\Omega 1} = R_1 \cos(\omega_1 t + \varphi_{01}) = R_1 \cos\left(\pm \frac{GM_p t}{R_1^2} + \varphi_{01}\right) \\ y_{\Omega 1} = R_1 \sin(\omega_1 t + \varphi_{01}) = R_1 \sin\left(\pm \frac{GM_p t}{R_1^2} + \varphi_{01}\right) \\ z_{\Omega 1} = 0 \end{array} \right. \text{ и } \left\{ \begin{array}{l} x_{\Omega 2} = R_2 \cos(\omega_2 t + \varphi_{02}) = R_2 \cos\left(\pm \frac{GM_p t}{R_2^2} + \varphi_{02}\right) \\ y_{\Omega 2} = 0 \\ z_{\Omega 2} = R_2 \sin(\omega_2 t + \varphi_{02}) = R_2 \sin\left(\pm \frac{GM_p t}{R_2^2} + \varphi_{02}\right) \end{array} \right. \quad (11)$$

Для ортогональных орбит мгновенное расстояние между спутниками  $r(t)$  рассчитывается по формуле

$$r(t) = \sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2 + (z_2 - z_1)^2}. \quad (12)$$

Подставляя выражения из (11) в (12), получим окончательное выражение для  $r(t)$ :

$$r(t) = \sqrt{R_1^2 + R_2^2 - 2R_1 R_2 \cos \omega_1 t \cos \omega_2 t} = \sqrt{R_1^2 + R_2^2 - 2R_1 R_2 \cos\left(\pm \frac{GM_p t}{R_1^2}\right) \cos\left(\pm \frac{GM_p t}{R_2^2}\right)}. \quad (13)$$

Формула интенсивности сигнала между спутниками движущихся по ортогональным орбитам (3) примет следующий вид:

$$I(t) = \frac{I_0}{r(t)^2} = \frac{I_0}{R_1^2 + R_2^2 - 2R_1R_2 \cos \omega_1 t \cos \omega_2 t} = \frac{I_0}{R_1^2 + R_2^2 - 2R_1R_2 \cos \left( \pm \frac{GM_p t}{R_1^2} \right) \cos \left( \pm \frac{GM_p t}{R_2^2} \right)}. \quad (14)$$

Найдем период интенсивности сигнала для ортогональных спутников. Для удобства выберем условия начального положения так, что период наступает каждый раз, когда спутники находятся на минимальном расстоянии:

$$r(t) = |R_1 - R_2|. \quad (15)$$

Подставляя (15) в (13), определим условие периода:

$$|R_1 - R_2|^2 = r(t)^2 = \left( \sqrt{R_1^2 + R_2^2 - 2R_1R_2 \cos(\omega_1 t) \cos(\omega_2 t)} \right)^2, \\ 1 = \cos(\omega_1 t) \cos(\omega_2 t) = \cos \left( \pm \frac{GM_p t}{R_1^2} \right) \cos \left( \pm \frac{GM_p t}{R_2^2} \right). \quad (16)$$

Решение (16) существует, когда оба косинуса одновременно равны 1 или -1:

$$\omega_2 t = \pi \cdot k \text{ и } \omega_1 t = \pi \cdot k, \text{ где } k = 0, 2, 4, \dots \quad (17)$$

$$\text{или } \omega_2 t = \pi \cdot l \text{ и } \omega_1 t = \pi \cdot l, \text{ где } l = 1, 3, 5, \dots \pm \frac{GM_p}{R_2^2} t = \pi \cdot k \text{ и } \pm \frac{GM_p}{R_1^2} t = \pi \cdot k, \text{ где } k = 0, 2, 4, \dots \quad (18)$$

$$\text{или } \pm \frac{GM_p}{R_2^2} t = \pi \cdot l \text{ и } \pm \frac{GM_p}{R_1^2} t = \pi \cdot l, \text{ где } l = 1, 3, 5, \dots$$

Расчеты на основе полученных формул показаны на рис. 2. Зависимость интенсивности принимаемого сигнала от времени имеет квазипериодичный характер, т.е. в строгом математическом смысле период сигнала огромен, но наблюдаемый сигнал содержит множество повторяемых участков, наблюдаемых при  $r(t)$ , близком к  $|R_1 - R_2|$ . В двух рассмотренных случаях, когда орбиты коллинеарны и ортогональны, будут происходить характерные события исчезновения сигнала, или моменты «нулевой интенсивности». Эти события обусловлены тем, что пара спутников, обращаясь вокруг земного геоида, на определенные моменты времени скрываются из прямой видимости друг друга. Для этого определим метод расчета нулевых интенсивностей.

В течение периода взаимного движения спутники и центр планеты образуют треугольник. Высота  $h$  пространственного треугольника, построенная из центра Земли, рассчитывается по формулам: 2

$$h = \frac{2S(t)}{\sqrt{r(t)^2}}, \quad S(t) = \frac{1}{2} R_1 R_2 \sin \theta, \quad \cos^2 \theta = \frac{r^2(t) - R_1^2 - R_2^2}{2 R_1 R_2}, \\ h = \frac{R_1 R_2 \sqrt{1 - \frac{r^2(t) - R_1^2 - R_2^2}{2 R_1 R_2}}}{\sqrt{r(t)^2}} = R_1 R_2 \sqrt{1 - \frac{r^2(t) - R_1^2 - R_2^2}{2 R_1 R_2}} = \\ = \left( \frac{1}{x_{01}^2 \cos^2(\varphi_{01} + \omega_1 t) - 2x_{01}x_{02} \cos(\varphi_{01} + \omega_1 t) \cos(\varphi_{02} + \omega_2 t) + x_{02}^2 \cos^2(\varphi_{02} + \omega_2 t) + y_{01}^2 \sin^2(\varphi_{01} + \omega_1 t)} - \frac{1}{2y_{01}y_{02} \cos(\alpha) \sin(\varphi_{01} + \omega_1 t) \sin(\varphi_{02} + \omega_2 t) + y_{02}^2 \cos^2(\alpha) \sin^2(\varphi_{02} + \omega_2 t) + y_{02}^2 \sin^2(\alpha) \sin^2(\varphi_{02} + \omega_2 t)} \right), \quad (19)$$

где  $S(t)$  – площадь треугольника,  $h$  – высота треугольника,  $\theta$  – угол между спутниками на момент времени  $t$ . Следовательно, если  $h < R_3$ , то спутники находятся вне зоны прямой видимости друг друга.

Спутники постоянно меняют свое положение в пространстве, высота треугольника также изменяется. Если высота треугольника меньше радиуса Земли  $R_3$  и выполнено неравенство (20), то спутники находятся вне зоны прямой видимости друг друга и сигнал отсутствует:

$$2\pi - \theta_n < \theta < \theta_n, \theta_n = \arccos \frac{R_3}{R_2} + \arccos \frac{R_3}{R_1}. \quad (20)$$

Длительность и периодичность участков нулевой интенсивности позволяет однозначно идентифицировать источник сигнала и определить его кинематические характеристики.

### Заключение

Космическое пространство является перспективным для размещения детекторов гравитационных волн максимальных размеров с целью расширения регистрируемого спектра чувствительности ГВ. В практическом аспекте наиболее доступным и быстрореализуемым вариантом развертывания космического детектора гравитационных волн является околоземное пространство. В рамках предложенной модели описания спутников космического детектора ГВ S-LIGO-NxR-zу рассмотрены общий случай для произвольных ориентированных орбит и два частных случая: при коллинеарных круговых орбитах космического детектора S-LIGO-E2R-z2-p и ортогональных круговых орбитах детектора S-LIGO-E2R-z2-o (рис. 1, а). По проведенным расчетам детектируемых сигналов для спутниковых систем S-LIGO-E2R-z2-o и S-LIGO-E2R-z2-p построены графики (рис. 2). В отсутствии гравитационной волны сигнал представляет сложную форму, содержащую периодические участки и участки нулевой интенсивности. Периодичность сигнала определяется кинематическими характеристиками спутников – добиться постоянного расстояния между спутниками можно только при равенстве орбит. Участки нулевой интенсивности свидетельствуют о взаимном расположении спутников и взаимном расположении плоскостей их орбит. Из приведенных графиков следует, что сигналы системы S-LIGO-E2R-z2-o имеют более высокую частоту в сравнении с S-LIGO-E2R-z2-p для схожих радиусов орбит. Периодический характер зависимости сигнала от относительного движения спутников может быть использован для восстановления кинематических параметров орбит спутников.

### Список литературы / References

1. Abbot B.P., Abbot R., Abbot T.D. Observation of Gravitational Waves from a Binary Black Hole Merger *Phys. Rev. Lett.* 2016;116 (iss. 6):061102. DOI: 10.1103/PhysRevLett.116.061102.
2. Weiss R. Electromagnetically coupled broadband gravitational antenna *Quarterly Report of the Research Laboratory for Electronics.* 1972;105:54-76.
3. Poincare H. Sur la dynamique de l'électron. *Rend. Circ. Mat. Palermo.* 1906;21(ser. 1):129-176.
4. Weber J. Gravitational-wave-detector events. *Physical Review Letters.* 1968;20(iss. 23):1307-1308.
5. Gertsenshtein M.E., Pustovoit V.I. On the detection of low frequency gravitational waves. *JETP.* 1962;43(2):605-607.
6. Aasi J., Abbot B.P. The LIGO Scientific Collaboration. Advanced LIGO. *Class. Quantum Grav.* 2015;32:074001. DOI: 10.1088/0264-9381/32/7/074001.
7. Somiya K. Detector configuration of KAGRA – the Japanese cryogenic gravitational-wave detector. *Class. Quantum Grav.* 2012;29:124007.
8. Unnikrishnan C.S. IndIGO and LIGO-India: scope and plans for gravitational wave research and precision metrology in India. *Int J Mod Phys D.* 2013;22:1341010.
9. Hild S., Abernathy M., Acernese F. Sensitivity studies for third-generation gravitational wave observatories. *Class. Quantum Grav.* 2011;28(9). DOI: 10.1088/0264-9381/28/9/094013.
10. Reitze D.R., Adhikari X., Ballmer S. Cosmic Explorer: The U.S. Contribution to Gravitational-Wave Astronomy beyond LIGO. *Bulletin of the American Astronomical Society.* 2019;51(iss. 7, id. 35).
11. Laser Interferometer Gravitational Wave Observatory. Instrument Science White Paper : LIGO-T1600119-v4: adopted 27.10.16. Cambridge: Technical Note: LIGO Scientific Collaboration, 2016: 116 p.
12. Kawamura S., Ando M., Nakamura T. The Japanese space gravitational wave antenna – DECIGO. *J. Phys.: Conf. Ser.* 2008;122. DOI: 10.1088/1742-6596/122/1/012006.



13. Yagi K., Seto N. Detector configuration of DECIGO/BBO and identification of cosmological neutron-star binaries. *Phys. Rev. D.* 2011;83:20 p. DOI: 10.1103/PhysRevD.83.044011.
14. Danzmann K. *Laser Interferometer Space Antenna: A proposal in response to the ESA call for L3 mission concepts.* Hannover: Albert Einstein Institute; 2017.
15. Jenrich O., Binetruy P., Colpi M. *NGO, Revealing a hidden Universe: opening a new chapter of discovery (New Gravitational wave Observatory): Assessment Study Report.* Paris: European Space Agency; 2011; 153 p. № ESA/SRE (2011) 19.
16. Harry G.M., Fritschel P., Shaddock D.A., Folkner W., Phinney E.S. Laser interferometry for the Big Bang Observer. *Class. Quantum Grav.* 2006;23:4887-4894. DOI: 10.1088/0264-9381/23/15/008.

### Вклад авторов

Все авторы в равной степени внесли вклад в написание статьи.

### Authors' contribution

All authors equally contributed to the writing of the article.

#### Сведения об авторах

Охрименко И.П., магистр ф.-м.н., аспирант кафедры физической электроники и нанотехнологий Белорусского государственного университета.

Петров П.В., старший преподаватель кафедры физической электроники и нанотехнологий Белорусского государственного университета.

Кольчевский Н.Н., к.ф.-м.н., доцент, доцент кафедры физической электроники и нанотехнологий Белорусского государственного университета.

#### Information about the authors

Ohrymenko I.P., M.Sc, Postgraduate student at the Department of Physical Electronics and Nanotechnologies of Belarusian State University.

Petrov P.V., Senior Lecturer at the Department of Physical Electronics and Nanotechnologies of Belarusian State University.

Kolchevsky N.N., PhD, Associate Professor at the Department of Physical Electronics and Nanotechnologies of Belarusian State University.

#### Адрес для корреспонденции

220131, Республика Беларусь,  
г. Минск, ул. Мирошниченко, 53-173;  
тел. +375-29-348-46-22;  
e-mail: ivan.ohrymenko@gmail.com  
Охрименко Иван Петрович

#### Address for correspondence

220131, Republic of Belarus,  
Minsk, Miroshnichenko str., 53-173;  
tel. +375-29-348-46-22;  
e-mail: ivan.ohrymenko@gmail.com  
Ohrymenko Ivan Petrovich