

DOI: 10.17725/rensit.2023.15.367

Метод определения параметров движения космических аппаратов на основе радиоинтерферометрических измерений со сверхдлинной базой

Афонин И. А., Поляков А. А., Тыщук Ю. Н., Головин В. В., Слёзкин Г. В.

Севастопольский государственный университет, <http://www.sevsu.ru/>

Севастополь 299053, Российская Федерация

E-mail: igor_afonin@inbox.ru, AL_Polyakov@inbox.ru, y.tyschuk@gmail.com, v_golovin@mail.ru, g.slyozkin@mail.ru

Поступила 14.08.2023, рецензирована 21.08.2023, принята 28.08.2023, опубликована 06.12.2023.

Представлена действительным членом РАЕН А.А. Потаповым

Аннотация: Разработанный метод измерения текущих навигационных параметров движения космических аппаратов позволяет в определенной степени реализовывать технологию управления ими при наличии только одного наземного автоматизированного пункта. При этом учитываются особенности однопунктного управления, а именно: размещение пунктов пространственно-временных измерений космических аппаратов; геометрическую интерпретацию этих измерений; методические особенности обработки полученной при этом информации, а также выбор средств для радиотехнической реализации этих измерений. Основу предлагаемого метода траекторных измерений составляют радиоинтерферометрические измерения со сверхдлинной базой. При этом в качестве базы измерений используется расстояние между наземным радиотехническим комплексом и бортовым радиотехническим комплексом опорного космического аппарата, постоянно находящегося в зоне видимости наземного измерительного пункта. Реализация бортового радиотехнического комплекса может представлять собою систему космических аппаратов, расположенных на высоко вытянутой эллиптической орбите с высотой апогея более двадцати тысяч километров или систему космических аппаратов, расположенных на геостационарной орбите с высотой 36000 км. Применение разработанного метода позволяет расширить возможности системы контроля и анализа космической обстановки в части ведения и оперативного уточнения общего и частных каталогов космических объектов, находящихся на околоземной орбите.

Ключевые слова: навигация, баллистико-навигационное обеспечение, космический аппарат, космический источник, радиотехническая система, траекторные измерения, радиоинтерферометр

УДК 656.61.052:621.396

Для цитирования: Афонин И.А., Поляков А.А., Тыщук Ю.Н., Головин В.В., Слёзкин Г.В. Метод определения параметров движения космических аппаратов на основе радиоинтерферометрических измерений со сверхдлинной базой. РЭНСИТ: Радиоэлектроника. Наносистемы. Информационные технологии, 2023, 15(4):367-376. DOI: 10.17725/rensit.2023.15.367.

Method for determining spacecraft motion parameters based on ultra-long-baseline radio interferometric measurements

Igor L. Afonin, Alexander L. Polyakov, Yuri N. Tyschuk, Vladislav V. Golovin, Gennadiy V. Slyozkin

Sevastopol State Technical University, <http://www.sevsu.ru/>

Sevastopol 299053, Russian Federation

E-mail: igor_afonin@inbox.ru, AL_Polyakov@inbox.ru, y.tyschuk@gmail.com, v_golovin@mail.ru, g.slyozkin@mail.ru

Received August 14, 2023, peer-reviewed August 21, 2023, accepted August 28, 2023, published December 06, 2023.

Abstract. The proposed method for measuring current navigational parameters of spacecrafts makes it possible to control them to a certain extent using a single ground-based automated station. With this the following specifics of a single-station control are taken into account: location of spacecraft spatial-time monitoring stations, geometrical interpretation of these measurements, difficulties in processing of the received information and proper selection of radio equipment required for performing such measurements. The proposed method for trajectory tracking is based on the ultra-long-baseline interferometry. Measuring base here is the distance between a ground-based radio complex and onboard radio complex of the reference spacecraft that is constantly visible by the ground-based monitoring station. Onboard radio complex can include an array of spacecrafts traveling either along elongated elliptical orbit with an apogee height of more than twenty thousand kilometers or along a 36000 km high geostationary orbit. Application of the proposed method will help extend capabilities of the space monitoring system in terms of prompt clarification of public and private catalogues of spacecrafts orbiting the Earth.

Keywords: navigation, ballistic-navigational support, spacecraft, space source, radio system, trajectory tracking, radio interferometer

UDC 656.61.052:621.396

For citation: Igor L. Afonin, Alexander L. Polyakov, Yuri N. Tyschuk, Vladislav V. Golovin, Gennadiy V. Slyozkin. Method for determining spacecraft motion parameters based on ultra-long-baseline radio interferometric measurements. *RENSIT: Radioelectronics. Nanosystems. Information Technologies*, 2023, 15(4):367-376e. DOI: 10.17725/rensit.2023.15.367.

СОДЕРЖАНИЕ

1. ВВЕДЕНИЕ (368)
2. ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ (369)
3. ВЫВОДЫ (375)

ЛИТЕРАТУРА (375)

1. ВВЕДЕНИЕ

При разработке систем высокой сложности встает ряд принципиальных вопросов, решение которых определяет облик системы и возможности ее развития. При разработке траекторной радиоинтерферометрической системы принципиальным является: определение метода траекторных измерений космических аппаратов (КА); учет особенностей сбора и обработки информации о текущих навигационных параметрах (ИТНП) КА; обеспечение синхронизации удаленных шкал времени в пунктах измерения радиоинтерферометра.

Синхронизация шкал времени в предложенном методе осуществляется через геостационарный КА, чтобы уменьшить погрешности, связанные с движением КА относительно пунктов сличения.

Процедура обмена сигналами должна быть построена так, чтобы в основном исключить задержки, связанные с формированием и распространением сигналов. В этом случае точность синхронизации будет зависеть от параметров бортового радиотехнического комплекса (РТК), типа сигнала и точности измерения временных интервалов.

Сигнал, которым обмениваются пункты радиоинтерферометра со сверхдлинной базой (РСДБ), должен быть широкополосным шумоподобным сигналом (ШПС), синхронизированным с опорными стандартами частоты и времени.

Стабильность гетеродинов бортового РТК и наземного РТК должна обеспечивать достаточное для получения нужного отношения сигнал-шум время когерентного накопления на выходе приемника наземного РТК.

Временные задержки космического источника (КИ), необходимые для вычисления разности показаний часов, должны измеряться с помощью корреляционной обработки сигнала так, как это делается в радиоинтерферометрии, обеспечивающей наивысшую точность измерений.

2. ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

Учитывая относительную простоту технической реализации (в частности, для синхронизации радиосигналов) представляется целесообразным выбрать размещение бортового РТК системы РСДБ-измерений КА на геостационарной орбите [2,3]. Геометрическая интерпретация предлагаемого метода траекторных измерений представляет собой двойную разность времени распространения радиосигналов от КА, опорного КА и опорного (КИ) (см. **Рис. 1**). Тогда РСДБ-измерения можно представить в виде

$$\Delta T = \Delta T_{\text{КА}} - \Delta T_{\text{КА0}} = (t_1 - t_2) - (t_3 - t_4),$$

где $\Delta T_{\text{КА}} = (t_1 - t_2)$ — разность времени t_1 распространения радиосигнала от наземного РТК до измеряемого КА и t_2 — от измеряемого КА до опорного КА;

$$\Delta T_{\text{КА0}} = t_3 - t_4 = (B \cos \alpha) / c,$$

где α — угол между базой и направлением на измеряемый КА; $c = 2.99792458 \cdot 10^8$ м/с — скорость света; B — база измерений;

$\Delta T_{\text{КА0}} = (t_3 - t_4)$ — разность времени распространения радиосигнала от наземного РТК до опорного КИ и от опорного КИ до опорного КА.

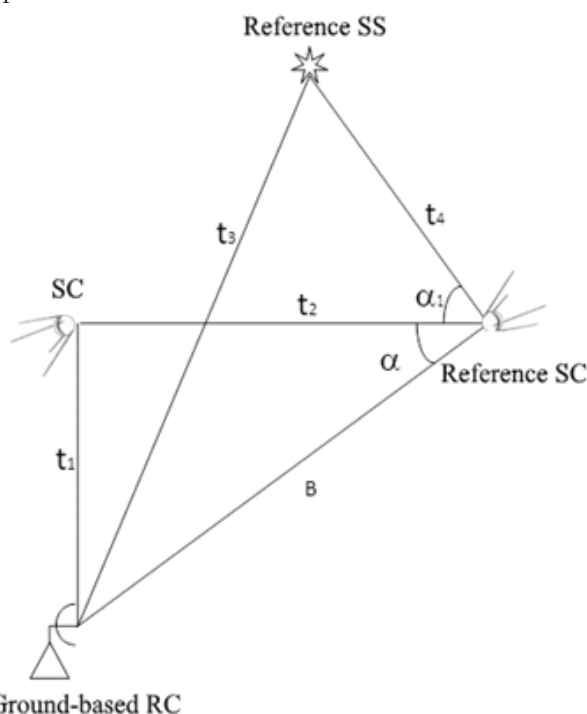


Рис. 1. Геометрическая интерпретация траекторной интерферометрической системы.

Значение $\Delta T_{\text{КА0}}$ можно рассчитать по формуле

$$\Delta T_{\text{КА0}} = t_3 - t_4 = (B \cos(\alpha - \alpha_1)) / c,$$

где α_1 — угол между направлением от опорного КА до измеряемого КА и направлением от опорного КА до опорного КИ.

С достаточной степенью точности для погрешности измерений ΔT будет справедливо приближение

$$\Delta T = -\frac{\alpha_1 B}{c} \sin \alpha. \quad (1)$$

Тогда соотношение для определения углового наклона КА относительно опорного КА (в проекции на базу) по измерению ΔT будет иметь вид

$$\alpha_1 = \frac{c \Delta T}{B \sin \alpha}. \quad (2)$$

Из выражения (2) видно, что ошибка измерения угла α_1 пропорционально зависит от ошибки ΔT измерения и при заданной его точности будет тем меньше, чем больше величина $B \sin \alpha$. Для получения лучших точностных характеристик траекторных измерений КА желательно, чтобы длина базы B и угол α были как можно больше.

Учитывая место размещения опорного КА на геостационарной орбите, в предложенном методе траекторных измерений достигается база измерения, значительно превосходящая максимально возможную базу измерения при использовании в РСДБ-измерениях только наземных РТК.

При этом, если траекторные измерения производить с одной базы, то область локализации КА на небесной сфере представляется полосой, ширина которой определяется ошибкой α_1 (вдоль расположения проекции базы). При использовании двух пересекающихся баз область локализации КА (в качестве второй базы может быть выбрано расстояние от наземного РТК до опорного КИ или опорного КА) определяется пересечением описанных выше полос. Причем если обозначить через α'_1 — ошибки измерения углового положения КА на первой базе, а через α_2 — ошибки измерения углового положения КА на второй базе, и через α_3

– угол пересечения направлений баз, то максимальные расстояния между границами области локализации, отсчитываемыми по двум ортогональным направлениям (условно считая направление α_1 – первым) будут определяться значениями величины:

- α_1 – по первому направлению;
- $[\alpha_1 + \alpha_1 \cos \alpha_3] / \sin \alpha_3$ – по второму направлению.

Минимальная неопределенность области локализации КА по обоим направлениям будет в случае ортогональности направлений баз, т.е.

$$\alpha_3 = \pi/2.$$

РСДБ-измерения с двух пересекающихся баз, дающие угловое положение объекта на небесной сфере, дополняются измерением третьей координаты – дальностью до КА. В этом случае получается весьма ценное для практики эксплуатации космических систем (КС) полное пространственное определение КА. В предельном варианте, использование даже двух таких троек измерений позволяет решить навигационную задачу управления КА.

Для построения траекторного радиointерферометра особое значение имеет выбор используемых для измерений РТК и, в частности, их антенных систем. Это обстоятельство обусловлено тем, что измеряются не только координатно-пространственные характеристики КА, но и пространственно-временные характеристики опорных КИ.

Отношение сигнал/шум при РСДБ измерениях определяется выражением

$$h = \sqrt{\frac{2\Delta f T}{kT_n}} \pi \alpha_1 \alpha_2 S_s, \quad (3)$$

где α_1, α_2 – диаметры используемых антенн с коэффициентами использования площади поверхности равными 0.5, S_s – спектральная плотность потока точечного источника (радиоизлучение КИ или КА), Δf – полоса регистрации, T – время накопления сигнала, T_n – шумовая температура наземного РТК, k – постоянная Больцмана.

Как видно из выражения (3) для повышения отношения сигнал-шум необходимо использовать РТК с антеннами большого диаметра. Однако в предлагаемой траекторной

радиоинтерферометрической системе один из пунктов измерения расположен на борту опорного КА. Поэтому увеличение размеров антенны этого РТК является сложной и дорогостоящей задачей. В этой связи представляется целесообразным увеличивать диаметр антенны наземных РТК. Особый интерес при этом представляют РТК, которые уже задействованные в процессе управления КА.

Проведенный анализ дает основание утверждать, что для траекторной радиоинтерферометрической системы целесообразно использовать антенну РТ-70.

Антенна РТ-70 [4] расположена в точке с координатами 45°11' с.ш. и 33°11' в.д. полноповоротная типа Грегори с квазипараболическим основным зеркалом 70 м и сектором обзора 0°-360° по азимуту и 6°-90° по углу места. Основные характеристики пункта измерения с антенной РТ-70 приведены в [4,5].

Прежде чем перейти к рассмотрению астрофизических аспектов выбора КИ, кратко проанализируем параметры и специфику применения антенны РТ-70 для приема сигналов КИ с учетом данных **Таблицы 1**.

Для оценок в режиме спектральных измерений зададимся разрешающей способностью по лучевой скорости $\Delta V = 1$ км/с, откуда спектральное разрешение и соответствующая полоса анализа в зависимости от частоты V определяется по формуле

$$\Delta v = \Delta v_L = v \frac{\Delta V}{c}.$$

В этом режиме измерений типичное время интегрирования составляет приблизительно 1 час. Для оценок в континууме целесообразно

Таблица 1

Результаты расчета предельных параметров радиоастрономических величин для РТ-70

Рабочая частота, МГц	B2, МГц	Smin, Ян		T _{min} , К		t, сек	Δv _L , кГц	TL _{min} , К
		B1	B2	B1	B2			
740	20	0.10	0.05	0.10	0.05	165	2.5	0.07
930	50	0.05	0.02	0.05	0.02	130	3.1	0.04
1668	100	0.03	0.006	0.04	0.01	75	5.6	0.02
5008	100	0.02	0.005	0.04	0.01	25	16.7	0.01
5885	100	0.02	0.005	0.04	0.01	20	19.6	0.01

задаться постоянной интегрирования 1 с. Значение полосы анализа зададим двумя вариантами — $B1=5$ МГц (доступная в настоящий момент, например, на частоте 6 ГГц) и перспективная $B2$, обеспечение которой вполне реально. Время прохождения точечного источника через диаграмму направленности оценивалось по выражению

$$t_{\min} = \frac{\Delta\Theta}{15},$$

где $\Delta\Theta$ – ширина диаграммы направленности, измеряемая в угловых минутах.

Как и следовало ожидать, для данной антенны предельные параметры радиоастрономических величин достаточно хороши. Определим также степень согласованности наземного РТК по пространственному разрешению и разрешению по чувствительности. Оценку проведем для волны 5 см, на которой реализуются лучшие параметры системы [4].

Число источников, разрешаемых наземным РТК на полусфере, приближенно оценивается по формуле

$$N(r) = 0.1 \frac{2\pi}{\Delta\Theta^2} = 10^6.$$

Анализ имеющихся данных по статистике источников, их спектрам и моделям Вселенной показывает, что число источников с плотностями потоков 5-20 мЯн не превышает величин $N(d) = 10^7 \dots 10^6$, т.е. близко к значению $N(r)$, что говорит о практически оптимальном согласовании инструмента по чувствительности и разрешающей способности. Некоторый избыток чувствительности не вреден, т.к. для исследований, например, линий или пульсаров эффект "спутывания" не столь опасен в связи с появлением дополнительных критериев различения – частотного и временного.

Таким образом, выбор антенны РГ-70 для наземного РТК траекторной радиоинтерферометрической системы позволяет использовать в качестве опорных объектов галактические и внегалактические КИ и тем более обеспечит прием и обработку сигналов неконтролируемых излучений БА для

получения траекторной и идентификационной информации о КА [6].

Основным отличием предлагаемого метода сбора информации о текущих навигационных параметрах КА от существующих систем является использование для приема и передачи информации спутникового канала между наземным РТС и опорным КА, между наземным РТС и измеряемым КА, между опорным КА и измеряемым КА. Причем данные от опорных КИ и от опорного КА также поступают по спутниковым каналам связи. Учитывая, что по этим каналам помимо информации о пространственно-временном положении КИ, опорного и измеряемого КА системой РСДБ, также передается программно-командная и телеметрическая информация по управлению привлекаемых КА, возникают напряженные энергетические соотношения как на трассе Земля-КА, так и на трассе КА-Земля. Это обстоятельство обуславливает необходимость анализа особенностей сбора ИТНП в системе РСДБ с выбором основных параметров, проведения энергетического расчета всей траекторной радиоинтерферометрической системы и оптимизацию зон обслуживания опорными КА.

Для получения информации о текущих навигационных параметрах КА целесообразно использовать сигналы неконтролируемого излучения (НКИ) (просачивающиеся через волноводные тракты излучения постоянно функционирующих блоков бортовой аппаратуры: задающих генераторов, гетеродинов и т.п.) с этих КА. Тогда опорный КА должен обеспечить передачу на наземный РТК 6 каналов: командной радиолинии на измеряемый (управляемый) КА, траекторной радиолинии с измеряемого КА, специальной (по функциональной принадлежности) радиолинии с измеряемого КА, командной радиолинии на опорный КА, траекторной радиолинии с опорного КА, а также радиолинии приема сигналов с опорного КИ.

В качестве опорного КА представляется целесообразным выбрать геостационарный спутник со стволем ретранслятора 11/14 ГГц (Рис. 2) [7]:

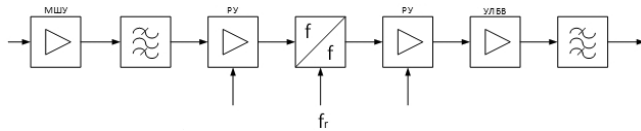


Рис. 2. Структурная схема ствола ретранслятора опорного КА.

Радиосигналы, принятые бортовой антенной, проходят через предварительный малошумящий усилитель (МШУ) и полосовой ствольный фильтр, служащий для разделения стволов и для развязки приемного тракта с передающим трактом КА. Для доведения сигналов в каждом стволе до надлежащего уровня используется дополнительное усиление и ограничение. Регулировка усиления осуществляется по командной радиолинии с наземного РТК. Затем сигналы транспортируются на частоту "вниз" и усиливаются усилителем на ЛБВ. Если на входе ЛБВ имеются несколько сигналов, могут возникать нелинейные искажения в полосе частот. Во избежание этого уровень входной мощности снижается до необходимой величины при помощи регулируемого усилителя. На входе усилителя на ЛБВ (УЛБВ) может быть установлен амплитудный ограничитель (АО) для предотвращения перегрузки усилителя пиковым значением сигнала.

Таким образом, бортовой РТК опорного КА является сложным радиоустройством, модель которого может быть представлена инерционной нелинейной системой с распределенными параметрами [7]. Анализ подобных систем чрезвычайно трудоемок, поэтому воспользуемся упрощенной моделью, в которой локализованы линейная инерционная часть (полосовой фильтр), нелинейная безынерционная часть (ограничитель) и нелинейная инерционная часть (источник амплитудно-фазовой конверсии). Каждая из этих частей и все они в совокупности вызывают ряд эффектов, приводящих к снижению помехоустойчивости и пропускной способности РТК.

Произведем расчет частотных параметров шестиканального сигнала бортового РТК опорного КА. Согласно известной методики [7] определим сначала минимальную полосу частот, необходимую для передачи информации одного канала со скоростью $v = 4.5$ Мбит/с при помощи

двукратной фазоразностной модуляции (ФРМ). Эта полоса равна

$$\Delta f_{\min} = 1.5 \frac{v}{2} = 3.375 \cdot 10^6.$$

Пусть допустимый энергетический проигрыш модели по отношению энергии сигнала к спектральной плотности мощности шума Δh равен 0.7. Этому проигрышу соответствует $\Delta \alpha$ эквивалентная величина, на которую надо уменьшить амплитуду сигнала для учета дополнительных потерь. Величины $\Delta \alpha / \alpha$ и Δh связывает следующая формула [8]

$$\frac{\Delta \alpha}{\alpha} = \frac{1}{10^{-\frac{\Delta h}{20}}}. \tag{4}$$

Теперь можно определить требования, которые необходимо предъявить к характеристике фильтра для обеспечения полученной величины $\Delta \alpha / \alpha$. Затухание фильтра $\delta_k(\Omega)$ k -го порядка на нормированной частоте Ω в зависимости от $\Delta \alpha / \alpha$ определяется по следующей формуле [7]

$$\delta_k(\Omega) = -20 \lg \frac{\Delta \alpha}{0.84 \alpha}. \tag{5}$$

Воспользовавшись формулами (4) и (5), получим при $\Delta h = 0.7$

$$\frac{\Delta \alpha}{\alpha} = 1 \div 10^{-\frac{-0.7}{20}} = 0.077,$$

$$\delta_k(\Omega) = -20 \lg \frac{0.077}{0.84} = 20.8 \text{ dB}.$$

Затухание в 20.8 дБ обеспечивает Баттервортовский фильтр 4-го порядка при относительной частоте Ω , равной 1.7 [9].

Задав таким образом характеристиками фильтров, обеспечивающих расфилтровку каналов можно определить размещение каналов в частотном спектре ствола и величины защитных промежутков. Обозначим полосу частот каждого канала через Δf , полосу расфилтровки через Δf_p , величину, равную $(\Delta f_p + \Delta f / 2)$ – через δf . В [8] приведены следующие формулы, позволяющие рассчитать эти величины

$$\Delta f = A \Delta F - C \delta f, \tag{6}$$

где $A = 2 / (n + 1)$, $C = 2(n - 1) / (n + 1)$; n – число каналов; F – полоса частот ствола бортового РТК опорного КА.

Чтобы учесть неравномерность частотных характеристик по краям спектра ствола, примем

$\Delta F = 32$ МГц. По краям спектра ствола можно разместить узкополосные каналы передачи служебной информации, для которых неравномерность АЧХ и ФЧХ в полосе канала окажется менее значительной.

Параметр δf определяется следующим образом [7]

$$\delta f = -\frac{1}{2(1-C\Omega)} \times (2f_0 + C\Omega f_0 - A\Omega\Delta F + \sqrt{(2f_0 + C\Omega f_0 - A\Omega\Delta F)^2 + 4A\Omega\Delta f f_0(1+C\Omega)}), \quad (7)$$

где f_0 – центральная частота модема, равная 20 МГц.

Подставив в (6) и (7) $\Omega = 1.7$, получаем $\delta f = 3.4$ МГц, $\Delta f = 4$ МГц, $\Delta f_p = 1.6$ МГц. Известно [7], что стандартная промежуточная частота в спутниковом канале – 70 МГц, а $f_0 = 20$ МГц – промежуточная частота модема на которой происходит расфилтровка сигналов. Модемы снабжены преобразователями частот, в которых осуществляется перенос спектра сигналов.

Расположение подканалов в частотном стволе бортового РТК опорного КА по промежуточной частоте ("частотный план") приведено на Рис. 3.

Расстояние между несущими составляет 5.6 МГц, полоса, отведенная каждому из шести подканалов передачи данных – 4 МГц. По краям спектра ствола оставлены защитные промежутки, в одном из которых на частоте 87.6 МГц размещен сравнительно узкополосный канал служебной связи.

Таким образом, используя один ствол опорного КА можно создать информационную систему РСДБ (наземный РТК – бортовой РТК) с суммарной скоростью порядка 30 Мбит/с. Помехоустойчивость этой системы зависит с одной стороны от способов кодирования, модуляции и обработки сигнала, а с другой стороны — от параметров и статистических характеристик сигнала и помех в радиоканале.

Подканалы передачи данных

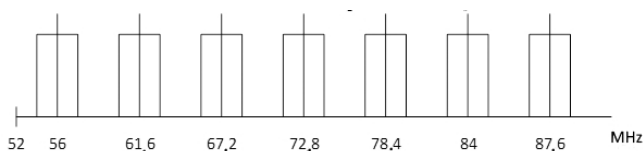


Рис. 3. Частотный план шестиканального комплекса.

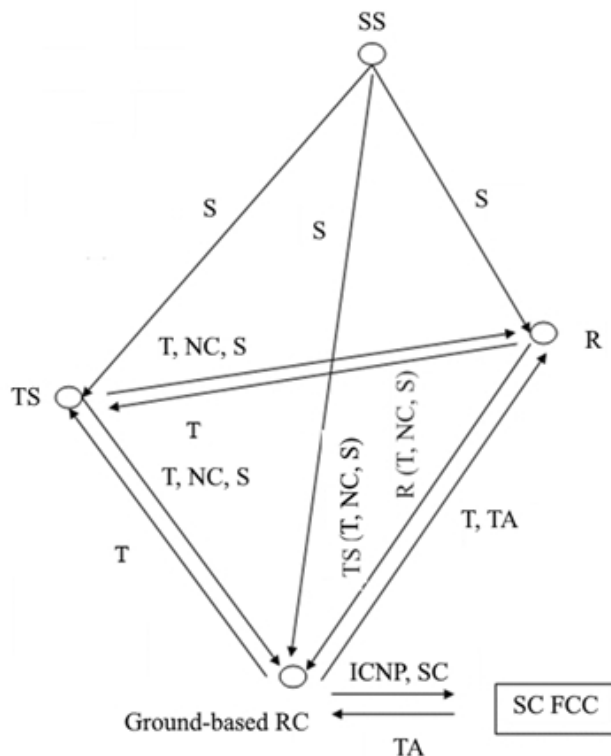


Рис. 4. Схема сбора и обработки информации о ТНП КА.

Точность синхронизации удаленных часов через спутниковый радиосигнал связи также зависит от используемого сигнала, методов его обработки и отношения сигнал-шум на концах спутниковой линии. Эта физически понятная общность дала возможность построить единую методику анализа помехоустойчивости и потенциальной точности синхронизации РСДБ.

Схема организации сбора и обработки информации о текущих навигационных параметрах КА приведена на Рис. 4.

Бортовой РТК размещен на геостационарной орбите в зоне видимости наземного РТК. В этой же зоне находится и опорный КИ. Центр управления полетом осуществляет прием всех потоков информации от наземного РТК с последующей обработкой этих потоков информации. При этом ЦУП вырабатывает командно-программную информацию для управления измеряемым и опорным КА, а также навигационную информацию наземному и бортовому РТК для обеспечения этого управления.

Таблица 2

Исходные данные

Наименование параметра	Величина
Угол крена, град	0.42
Угол тангажа, град	0.33
Угол рысканья, град	1.16
Угол смещения по долготе, град	0.3
Угол смещения по широте, град	1.55
Угол начального поворота антенны, град	0
Коэффициент усиления антенны	1000
Угол раскрыва диаграммы направленности антенны по уровню -3 дБ, град	5
Форма диаграммы направленности антенны	$\sin x/x$
Мощность бортового передатчика, Вт	15
Потери в АВТ на передачу, дБ	2

Учитывая существующие требования к подобным системам [13,14], достоверность приема информации составляет:

- радиоастрономической - 10^{-3} ;
- командно-траекторной и телеметрической - 10^{-6} ;
- служебной связи - 10^{-6} .

где КИ – космический источник, О – опорный КА, А – измеряемый КА, Т – сигнал траекторной системы БРТК, Н – сигнал неконтролируемых излучений БРТК, И – сигнал КИ, ЦУ – целеуказания антеннам РТК.

Указанная достоверность должна быть обеспечена при работе сеансами в течении 95% времени года.

Информационный обмен осуществляется через бортовой РТК совмещенный с системой типа "Луч" геостационарного КА в диапазоне 11/14 ГГц.

Основные технические характеристики системы "Луч" приведены в [7,14].

Дальнейшие расчеты проведены применительно к бортовому РТК с системой "Луч".

В качестве опорного КА для размещения бортового РТК выбран КА типа "Луч" на геостационарной орбите с точками стояния 80°, 90°, 95° в.д., который подходит для указанного ранее региона размещения наземного РТК [7,16].

При этом наземный РТК оказывается в зоне обслуживания по уровню поля $-2 \div -3$ дБ, что позволяет детально исследовать указанные три варианта размещения опорного КА.

Следующим этапом исследования является определение плотности потока мощности излучения, выбранных выше опорных КА, в месте размещения наземного РТК РСДБ с учетом нестабильности положения КА и его антенн. Указанный этап актуален не только для измеряемых КА, но также и для геостационарных опорных КА, которые не только смещаются относительно расчетной точки стояния, но и испытывают колебательные движения, изменяя при этом уровень облучения земной поверхности. Особенно сильно этот эффект проявляется на границе зон обслуживания. Исходные данные для расчета приведены в **Таблице 2**.

Для учета этого специфического эффекта были сделаны расчеты по методике, разработанной в [15].

Для каждой заданной точки рассчитывались значения плотности потока мощности КА у поверхности Земли при нормальном положении его на орбите ($W_{ном}$), а также наименьшее ($W_{мин}$) и наибольшее ($W_{макс}$) значения, возникающие при колебаниях положения КА и бортовой антенны в пределах заданных параметров.

Расчеты были выполнены для условия "ясного неба" (без интенсивных дождей), что, как показали специальные исследования статистики затуханий на спутниковых линиях РСДБ, соответствует 95% времени года.

Для наземного РТК с координатами 43°11'20" и 33°11'13" (Евпатория) расчеты приведены в **Таблице 3**.

Представляется целесообразным для объективности дальнейших исследований выбрать опорный КА РСДБ со средними значениями плотности потока мощности у поверхности Земли, т.е. с координатами 90° в.д. (западный луч) при стандартизованных

Таблица 3

Результаты расчетов

Место размещения	Уровни сигнала, дБ Вт/м²		
	Wмин.	Wном.	Wмакс.
80°	-126.9	-125.8	-125.1
90°	-129.1	-121.6	-126.6
95°	-131.6	-129.7	-128.1

положениях точки "прицеливания" бортовых антенн.

Энергетический расчет радиолинии системы траекторных измерений РСДБ проведен для односигнального режима работы бортового РТК.

Оценка расхождения результатов предварительного и окончательного расчетов показала, что $W_{\text{ном}} \approx (1 \div 2)$ дБ, т.е. точность расчетов удовлетворяет существующим требованиям к аналогичным системам [7]. При этом более достоверным следует считать последний расчет (см. Табл. 2), однако нужно учесть из таблицы 3 величину снижения $W_{\text{ном}}$ до $W_{\text{мин}}$ (в результате погрешностей удержания и наведения антенн на центр зоны обслуживания) и соответственно скорректировать конечные результаты с тем, чтобы в дальнейшем вести расчеты на наихудший случай.

Особое значение для траекторной системы РСДБ имеет оптимизация зон обслуживания опорным КА. Проведенные расчеты показали, при принятых в настоящее время точках «прицеливания» антенн бортового РТК "Луч" требованиям, предъявляемым к зоне обслуживания траекторной системы РСДБ, удовлетворяет только западный луч опорного КА с точкой стояния 90° в.д.

Однако даже эта точка "прицеливания" не является оптимальной для пролетающих измеряемых КА, поэтому в разрабатываемой системе представляется целесообразным предусмотреть возможность использования другого опорного КА.

ВЫВОДЫ

Анализ полученных результатов приводит к двум важным выводам:

1. Выбор любой из указанных выше точек "прицеливания" для всех КА позволяет иметь лишь один опорный КА, пригодный для траекторной системы РСДБ.
2. Невозможно найти такую единую точку "прицеливания", при которой для нужд системы можно будет одновременно использовать хотя бы два опорных КА.

Таким образом, для обеспечения возможности работы траекторной системы РСДБ через 2-3 КА необходимо предусмотреть возможность изменения положения антенн бортового РТК по команде с наземного РТК. При этом оптимизация точек "прицеливания" опорных КА позволяет вдвое увеличить количество измеряемых КА, пригодных для использования в траекторной системе РСДБ.

Однако для обеспечения функционирования такой системы как отмечалось ранее, необходимо обеспечить требуемую точность синхронизации шкал времени в наземно-космическом радиointерферометре.

ЛИТЕРАТУРА

1. Поляков АЛ, Рачинский АП, Ломоносов СЕ, Моргун АА. Анализ возможностей повышения эффективности системы контроля и анализа космической обстановки для навигационного обеспечения управления космическими аппаратами. *Системы навигации, управления и связи*, 2007, 1:7-11. Киев, ЦНИИ навигации и управления.
2. Козелков СВ. Применение планетного радиолокатора для задач навигации космических аппаратов. *Системы обработки информации (Сб. науч. тр. ХВУ)*, 1999, 1(5):139-142, Харьков: НАНУ, ПАНМ, ХВУ.
3. Козелков СВ, Богдановский АН, Пашков ДП, Поляков АЛ. Метод планирования наблюдения космических объектов оптико-электронными средствами. *Системы навигации, управления и связи*, 2007, 2:3-6. Киев, ЦНИИ навигации и управления.
4. Гусев ЛИ, Молотов ЕП. Наземная сеть слежения за космическими аппаратами дальнего космоса и высокоапогейными искусственными спутниками Земли. *Космический бюллетень*, 1995, 2(1):11-13.
5. Виницкий АС (ред.). *Радиосистемы межпланетных космических аппаратов*. Москва, Радио и связь, 1993, 328 с.
6. Поляков АЛ, Афонин ИЛ, Тыщук ЮН, Поляков ДА. Метод идентификации космических аппаратов. *Журнал радиоэлектроники [электронный журнал]*, 2020, №5. Режим доступа: <http://jre.cplire.ru/>

- jre/may20/10/text.pdf. DOI: <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2020.5.10> (дата обращения 10.12.2022).
7. Кайдановский НМ. Построение спутниковой системы передачи данных для радиоинтерферометров со сверхдлинными базами. *Дис.док.техн.наук.* СПб, Институт прикладной астрономии РАН, 1998, 281 с.
 8. Koyama Y. Automated Remote Operation System for the Key Stone Project VLBJ Network. *Tactical Warning and Attack Assessment'96.* Kashima, Japan, 1996, P. 139 -143.
 9. Аболиц АК. Энергетические соотношения при передаче с частотным разделением через нелинейный ретранслятор. *Электросвязь*, 1967, 3:19-23.
 10. Окунев ЮБ. *Теория фазоразностной модуляции.* М., Связь, 1979, 216 с.
 11. Казаринов ЮМ (ред.). *Радиотехнические системы.* М., Высшая школа, 1990, 496 с.
 12. Кантор ЛЯ (ред.). *Справочник по спутниковой связи и вещанию.* М., Радио и связь, 1986, 287 с.
 13. Сильвестров СД, Лазарев ВМ, Корниенко АИ, Паншин МИ. *Точность измерения параметров движения космических аппаратов радиотехническими методами.* М., Советское радио, 1990, 320 с.
 14. Лившиц ИИ, Рожков ВМ, Рябов БА. Использование ИСЗ для связи в диапазоне миллиметровых волн. *Зарубежная радиоэлектроника*, 1987, 5:41-49.
 15. Машбиц ЛМ. *Зоны обслуживания систем спутниковой связи.* М., Радио и связь, 1982, 152 с.
 16. Макшанов АВ, Мусаев АА, Степанюк ОМ. Методы статистической регуляризации в задачах навигационного определения орбит КА. *Космические исследования*, 1984, 22(3):468-471.
- Афонин Игорь Леонидович**
д.т.н., профессор
Севастопольский государственный университет
33, ул. Университетская, Севастополь 299053, Россия
E-mail: ilafonin@mail.sevsu.ru
- Головин Владислав Викторович**
к.т.н., доцент
Севастопольский государственный университет
33, ул. Университетская, Севастополь 299053, Россия
E-mail: vvgolovin@mail.sevsu.ru
- Тыщук Юрий Николаевич**
доцент
Севастопольский государственный университет
33, ул. Университетская, Севастополь 299053, Россия
E-mail: yntyshchuk@mail.sevsu.ru
- Поляков Александр Леонидович**
к.т.н., доцент
Севастопольский государственный университет
33, ул. Университетская, Севастополь 299053, Россия
E-mail: alpolyakov@mail.sevsu.ru
- Слезкин Геннадий Витальевич**
ассистент
Севастопольский государственный университет
33, ул. Университетская, Севастополь 299053, Россия
E-mail: gvslezkin@mail.sevsu.ru