

\* \* \*

A. N. Demetiev, Applicant, Scientific and Production Center „TECHINFORM“

### Systematization of Potential Noise Channels in GLONASS System

*Potential noise channels in global space navigation system GLONASS are systematized. A structured analysis of the channels is presented.*

**Keywords:** GLONASS, space, navigation, noise channel, systems

Получено 11.11.10

УДК 621.396.6(075)

*А. Н. Дементьев, соискатель;*

ЗАО «Научно-производственный центр „ТЕХИНФОРМ“»

*К. В. Шишаков, кандидат физико-математических наук, доцент*

Ижевский государственный технический университет

### РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМОВ ИДЕНТИФИКАЦИИ НЕГЕОСТАЦИОНАРНЫХ ИСТОЧНИКОВ НЕПРЕДНАМЕРЕННЫХ ПОМЕХ

*Разработаны направления обобщенного алгоритма идентификации негеостационарных источников непреднамеренных помех. Выполнена математическая формализация входящих в них алгоритмов идентификации.*

**Ключевые слова:** алгоритм, идентификация, ГЛОНАСС, космические системы, орбитальные источники помех

**Введение.** Спутниковые навигационные системы (СНС) в соответствии с международными нормами являются системами безопасности и по всеобщему признанию «...требуют специальных мер по обеспечению ограждения их от вредных помех» ([www.icao.int/icdb/HTML/.../C.../C.181.WP.12967.APP.RU.pdf](http://www.icao.int/icdb/HTML/.../C.../C.181.WP.12967.APP.RU.pdf)). Поэтому к работе навигационной аппаратуры потребителей предъявляются повышенные требования по обеспечению надежности и безотказности их функционирования (в некоторых случаях требования по надежности достигают 0,99999).

Проблеме электромагнитной совместимости РЭС посвящено достаточно большое количество исследований, в том числе [1–3]. Типовые характеристики радиоаппаратуры СНС ГЛОНАСС приведены в работах [4–6]. Отмечается, что мешающие для СНС радиосигналы могут создаваться как на основной частоте, так и на гармониках основной частоты. Наиболее сильными источниками непреднамеренных радиопомех для СНС считают средства низкоорбитальных систем подвижной спутниковой связи.

Повышение помехоустойчивости радиоканалов СНС проводится с использованием следующих способов [1]: 1) обнаружение радиопомех (с помощью внешних или внутренних обнаружителей); 2) разработка специальных схем подавления помех (включая фильтры, развязки, алгоритмы обработки и др.); 3) использование накопленного опыта при совершенствовании приемников сигналов СНС ГЛОНАСС и GPS; 4) использование алгоритмов сглаживания кодовых измерений с привлечением измерений фазы несущей; 5) применение синтезируемых антенных систем (включая ФАР) с управляемой пространственной избирательностью (формирую-

щих «нули» в направлении на помеху); б) сужение полосы пропускания следящих трактов приемников СНС (по информации автономных и других систем на борту подвижных средств); 7) использование навигационных радиосигналов от различных СНС (совмещенные многоканальные приемники ГЛОНАСС, GPS и др.); 8) взаимодействие с создателями подвижных средств с навигационными радиоприемниками по улучшению ЭМС. Также используют потенциал цифровой передачи навигационных радиосигналов (помехоустойчивое кодирование, модуляция и т. п.) и следящих радиосхем (обеспечивающих слежение за частотой и фазой). Еще одним методом считается использование псевдоспутников, прием сигналов от которых позволяет облегчить вхождение в режим слежения за навигационными радиосигналами.

Таким образом, выделяются два обобщенных направления защиты от радиопомех: 1) путем защиты диапазона сигналов СНС от вторжения в него других систем; 2) путем повышения помехоустойчивости аппаратуры радиоканалов СНС. В первом случае используют идентификацию источников радиопомех и последующую защиту радиочастотного спектра в исполнительных органах МСЭ. Во втором случае наиболее простыми способами считаются: а) переориентация диаграммы направленности антенны РЭС в пространстве; б) регулирование мощности излучения РЭС; в) поляризационная развязка; г) территориальный разнос до затрагиваемого РЭС. В данной статье исследуется только первое направление. Повышение его эффективности облегчает защиту от помех и для второго направления.

**Общая методология идентификации негеостационарных источников непреднамеренных помех.** Основу для идентификации источников помех на КА составляют три группы показателей: временные, энергетические и частотные. Выявление «подозрительных» источников помех может проводиться с использованием усечения структурированной базы КА по следующим трем направлениям: 1) определение орбитальных характеристик КА; 2) определение энергетических потенциалов бортовых источников непреднамеренных помех; 3) оценка прогнозируемой помеховой обстановки в интересующих полосах частот. Перечисленные направления в комплексе составляют основу методологии идентификации и сортировки орбитальных источников помех наземными службами.

Последовательность определения параметров орбитального движения и энергетического баланса канала радиопомехи представим в виде следующих взаимосвязанных шагов идентификации: 1) высоты орбиты; 2) орбитального движения (плоскости орбиты – по известной высоте); 3) расстояния до орбитальной радиопомехи (по известному орбитальному движению); 4) энергетических параметров радиоаппаратуры орбитального источника радиопомехи (по известным положению помехи и расстоянию).

Для повышения достоверности распознавания орбитальной непреднамеренной радиопомехи к ним можно добавить пятый шаг – идентификацию признаков принимаемых радиосигналов. Современные системы радиомониторинга позволяют измерять [7]: центральную частоту, характер мешающего излучения (гармоническое, шумовое, непрерывное, импульсное), вид и параметры модуляции, спектральные характеристики (оггибающую энергетического спектра), ширину спектра, энергетические характеристики, отношение сигнал/шум, а также более тонкие параметры излучения – нестабильность частоты, модуляционных параметров, фазовые дрожания, паразитную фазовую модуляцию и т. д. Может применяться и корреляционный метод идентификации источников помех с использованием баз данных

РЭС. Он основан на количественном определении корреляционной зависимости модулирующих функций радиопомехи и излучений, подозреваемых в ее образовании.

**Математическая формализация алгоритмов идентификации негеостационарных орбитальных источников непреднамеренных помех.** Исходной информацией здесь является временное поведение принимаемого панорамным приемником электромагнитного сигнала в широкой полосе частот  $S(f, t)$ . Из него выделяется более слабый сигнал непреднамеренной помехи (для совмещенного приемника СНС ГЛОНАСС и GPS):

$$S_{\Pi}(f, t) = S(f, t) - \sum S_{\text{ГЛОНАСС}}(f, t) - S_{\text{GPS}}(f, t),$$

где  $S_{\text{ГЛОНАСС}}(f, t)$  – сигналы от навигационных спутников СНС ГЛОНАСС на своих частотах;  $S_{\text{GPS}}(f, t)$  – сигналы от навигационных спутников СНС GPS в соответствующей полосе частот (суммарное излучение или сумма сигналов после кодового разделения каналов).

Выделенный сигнал помехи исследуется во временной и частотной областях. На этой основе выявляются идентификационные признаки орбитального источника непреднамеренной радиопомехи. Если доминирующую помеху создает один источник, то сигнал  $S_{\Pi}(f, t)$  будет похоже проявляться по времени во всей полосе частот  $\Delta f$ . Существенно отличающееся поведение сигнала  $S_{\Pi}(f, t)$  на разных областях частот будет указывать на наличие нескольких сильных источников радиопомех. В общем случае в сигнале  $S_{\Pi}(f, t)$  могут проявляться и наземные источники радиопомех. Их потребуется дополнительно выделять и убирать из сигнала помехи по критерию несоответствия временного поведения характерным орбитальным зависимостям.

- *Идентификация высоты орбиты радиопомехи.* Ее наиболее просто определить на основе спектрального анализа сигнала радиопомехи  $S_{\Pi}(f, t)$ . В этом случае исследуемый спектральный диапазон  $\Delta f$  разбивается на поддиапазоны  $\delta f$ :  $\Delta f = \sum \delta f$ ,  $S_{\Pi}(f, t) = \{P_f(t)\}$ . Далее сигналы  $P_f(t)$  подвергаются преобразованию Фурье во временной области и выявляется их периодичность на сверхнизких частотах периодического движения орбитального источника радиопомехи относительно наземной контрольной радиоаппаратуры. По наблюдаемым доминирующим гармоникам определяются частота  $\omega_f$  и период появления непреднамеренной помехи:  $T_f = 2\pi/\omega_f$ . Далее оценивается высота  $H$  бортового источника радиопомехи на квазикруговой орбите:  $H = [\mu/\omega_f^2]^{1/3} - R_z$ , где  $R_z = 6\,378$  км – средний радиус Земли,  $\mu = 398\,600$  км<sup>3</sup>/сек<sup>2</sup> – гравитационная постоянная.

Заметим, что высота орбиты источника радиопомехи (КА) не может быть произвольной. С учетом ионизационных поясов Ван Аллена выделяют четыре класса орбит. Наиболее вероятными источниками сильных радиопомех для наземной приемной аппаратуры являются КА на низких круговых орбитах (LEO) с высотами порядка 400–2 000 км. Менее слабый радиосигнал на поверхности Земли будут давать КА на средних круговых орбитах (MEO) с высотами 5–20 тыс. км. Сигнал от геостационарных КА (GEO) на фиксированной высоте 36 тыс. км принимается только большими антеннами и вряд ли будет представлять интерес для наземных приемников СНС ГЛОНАСС. Радиопомехи от КА на высокоэллиптических орбитах (HEO) наиболее сильно могут воздействовать на наземную радиоаппаратуру СНС ГЛОНАСС только вблизи перигея (~500 км).

Для простоты остановимся сначала более подробно на случае низких орбит. Здесь период обращения КА составляет от одного до двух часов. За это время Зем-

ля поворачивается на малый угол – не более 30 угловых градусов. Поэтому это не должно сильно отражаться на сигнале ненаправленной приемной антенны с широкой диаграммой направленности.

Кроме описанного способа идентификации высоты низкой орбиты с помощью наземного приемника с ненаправленной антенной, рассмотрим дополняющий его вариант распознавания орбитальной радиопомехи с помощью приемника со следящей антенной с узкой диаграммой направленности. При этом собственным вращением Земли пренебрежем. В качестве примера наблюдаемой помехи выберем космический объект (КО) с высотой орбиты  $h_{\text{ко}} = 400$  км. Его угловая скорость составит:  $\omega_{\text{ко}} = [\mu/(R_3+h_{\text{ко}})]^{1/2} = 0,00113$  рад/сек = 3,9 угл. мин/сек, а период одного оборота –  $T_{\text{об}} = 2\pi/\omega_{\text{ко}} = 97$  мин = 1,6 ч (за это время Земля повернется на  $24^\circ$ ). Максимальное время наблюдения примем равным времени нахождения КО над горизонтом:  $T_{\text{н}} = (\gamma_{\text{н}}/2\pi) T_{\text{об}} = 10$  мин, где угловой интервал «видимого» нахождения над горизонтом:  $\gamma_{\text{н}} = 2 \arccos [R_3/(R_3+h_{\text{ко}})] = 0,69$  рад = 39 угл. град. Заметим, что за это время Земля повернется еще меньше – всего на  $24^\circ$  ( $T_{\text{н}}/T_{\text{об}} = 2,5^\circ$ ).

Рассмотрим движение выбранного КО в поле зрения оптической системы, используя вспомогательный рис. 1.

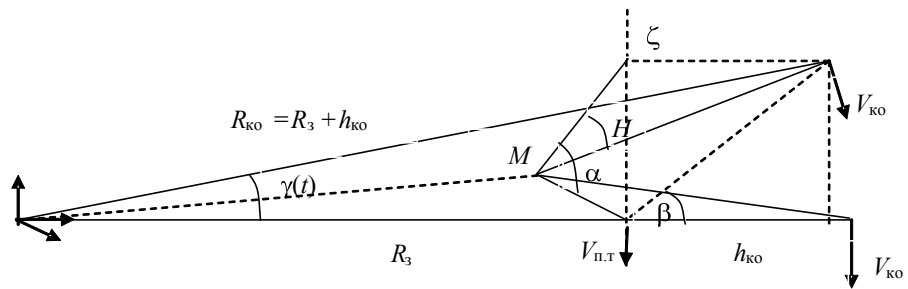


Рис. 1. Схема для расчета угловых переменных

Для угла азимута запишем:  $A = \alpha + \text{const}$ ,  $\text{tg}[\alpha(t)] = [R_{\text{ко}} \sin \gamma(t)]/l^*$ ,  $\gamma(t) = \omega_{\text{ко}} t$ , где  $R_{\text{ко}} = R_3 + h_{\text{ко}}$ ,  $\gamma(t)$  – угол перемещения КО по круговой орбите, отсчитываемый от ближайшей к наземному приемнику подспутниковой точки (в ней  $\gamma = 0$ ,  $\alpha = 0$ ;  $\alpha$  отсчитывается от нормали к проекции траектории КО на Землю),  $l^*$  – ближайшее расстояние до нее.

Максимальная угловая скорость КО относительно наземного приемника наблюдается вблизи зенита (при  $\gamma = 0$ ,  $\alpha = 0$ ):  $\omega_z = \omega_{\text{ко}} R_{\text{ко}}/h_{\text{ко}} = 0,02$  рад/сек = 1,1 угл. град/сек. Соответствующая ей максимальная линейная скорость подспутниковой точки (по поверхности Земли) составит:  $V_{\text{пт}} = \omega_{\text{ко}} R_3 = 7,2$  км/сек. Угловую величину «слепого пятна» для наблюдения узконаправленной антенной вблизи зенита (для альт-азимутальной монтировки антенны) для определенности выберем  $\Delta H_{\text{сл}} = \pi/2 - H^* = 5$  угл. град ( $H^* = 85^\circ$ ). Для КО, пролетающих по ее границе, ближайшее расстояние от наземного приемника до подспутниковой точки будет равно:  $l^* = h_{\text{ко}} \text{tg}(\Delta H_{\text{сл}}) \approx h_{\text{ко}} \Delta H_{\text{сл}} = 35$  км. При этом будет иметь место максимальная угловая скорость поворота следящей антенны по углу азимута  $A$ , которая составит:  $\omega_A^* = V_{\text{пт}}/l^* = 0,2$  рад/сек = 12 угл. град/сек. Закон изменения  $\omega_A$  от угла  $\alpha$

определится выражением  $\omega_A \approx \omega_A^* \cos^2(\alpha)$ , где  $\cos^2(\alpha) = 1/[1 + (\zeta/l^*)^2]$ , где  $\zeta$  – расстояние вдоль подспутниковой траектории от точки  $\alpha = 0$ .

Угловое ускорение по углу азимута  $\varepsilon_A$  вычисляется через дифференцирование угловой скорости по времени с учетом  $\dot{\zeta} = V_{п.т.}$ :  $\varepsilon_A = -2(\omega_A^*)^2(\zeta/l^*)/[1 + (\zeta/l^*)^2]^2$ . Его максимальное значение достигается при  $\zeta/l^* = 1/3$ :  $\varepsilon_A^* = 0,65(\omega_A^*)^2 = 0,026 \text{ рад/сек}^2 = 1,5 \text{ угл. град/сек}^2$ . Скорость его изменения будет равна:  $\dot{\varepsilon}_A = -4(\omega_A^*)^3[1 - 3(\zeta/l^*)^2]/[1 + (\zeta/l^*)^2]^3$ , а максимальное значение имеет место при  $\zeta = 0$  и составит:  $\dot{\varepsilon}_A^* = 4(\omega_A^*)^3 = 0,032 \text{ рад/сек}^3 = 1,8 \text{ угл. град/сек}^3$ . При этом максимальная частота изменения возникающей инерционной нагрузки оценивается (справедливо для гармонического воздействия):  $\Omega_A = \dot{\varepsilon}_A^*/\varepsilon_A^* = 1,2 \text{ рад/сек} = 0,2 \text{ Гц}$ .

Приведем аналогичные вычисления для угла высоты  $H$ . Из рис. 1 получаем следующие зависимости:  $\text{tg}[H(t)] = [R_{ко} \cos \gamma(t) - R_3] \cos \alpha(t)/l^*$ ,  $h_{ко} \text{tg}(\beta) = R_{ко} \sin(\gamma)$ . Максимальную оценку угловой скорости  $\omega_H^*$  удобнее сделать для траектории КО, проходящей через зенит. В этом случае получим в зените:  $h_{ко} \beta \approx R_{ко} \gamma$  (при  $\beta = H$ ,  $l^* = 0$ ,  $\alpha = 0$ ), или после дифференцирования:  $\omega_H^* = \omega_z = 0,02 \text{ рад/сек} = 1,1 \text{ угл. град/сек}$ .

Для траекторий КО, касающихся «слепого пятна», движение по  $H$  останавливается вблизи  $\alpha = 0$ :  $\omega_H \approx \omega_z \sin \alpha$ . Дифференцируя последнюю зависимость, найдем:  $\varepsilon_H^* = \omega_z \omega_A^* = 0,004 \text{ рад/сек}^2 = 0,22 \text{ угл. град/сек}^2$ ,  $\dot{\varepsilon}_H = \omega_z (\varepsilon_A \cos \alpha - \omega_A^2 \sin \alpha)$ , причем при  $\alpha = 0$ :  $\dot{\varepsilon}_H^* = \omega_z \varepsilon_A^* = 0,0005 \text{ рад/сек}^3 = 0,03 \text{ угл. град/сек}^3$ . Здесь частота изменения создаваемой инерционной нагрузки на электропривод следящей антенны оценится величиной  $\Omega_H \approx \dot{\varepsilon}_H^*/\varepsilon_H^* = 0,16 \text{ рад/сек} = 0,025 \text{ Гц}$ .

Приведенные выражения могут использоваться не только при идентификации высоты, но и ряда других орбитальных параметров радиопомехи. При этом процесс идентификации происходит быстрее: достаточно наблюдения радиопомехи на видимой части одного витка (ранее, в спектральном методе определения высоты, желательнее наблюдать помеху на нескольких орбитальных витках).

Рассмотренные зависимости с некоторыми изменениями можно перенести и на другие типы орбит радиопомех. При этом следует учитывать следующее. На средних орбитах период обращения КО составляет около шести часов. За это время Земля повернется вокруг своей оси уже на 90 угловых градусов, что требуется учитывать в ранее выписанных формулах. Критерием разделения орбит на низкие и средние может быть принята длительность зоны полной радиовидимости помехи. Для ее адекватного измерения потребуется использование следящей антенны с узкой диаграммой направленности. Так, для низких орбит она оценивается в 15–20 минут, а для средних орбит – в 1,5–2 часа. Изменение характерных пропорций между периодичностью появления помехи, уровнем ее сигналы и длительностью зоны радиовидимости будет указывать на нахождение источника помехи вблизи перигея (характерные высоты перигея около 500 км) при его движении по высокоэллиптической орбите.

• *Идентификация орбитального движения радиопомехи.*

Рассмотренные ранее измерения следящей узконаправленной антенной углов азимута и высоты, а также их скоростей и ускорений позволяет не только уточнить высоту орбиты радиопомехи, но и определить направление на нее. Это необходимо

для вычисления расстояния до орбитального источника радиопомехи, на основании которого идентифицируется мощность мешающего радиопередатчика.

Дополним предыдущий приближенный формализм для идентификации орбитального движения непреднамеренной радиопомехи более точным формализмом, учитывающим собственное вращение Земли. Для получения модели сигнала углового наведения узконаправленной антенны введем ряд взаимосвязанных систем координат (СК), показанных на рис. 2.

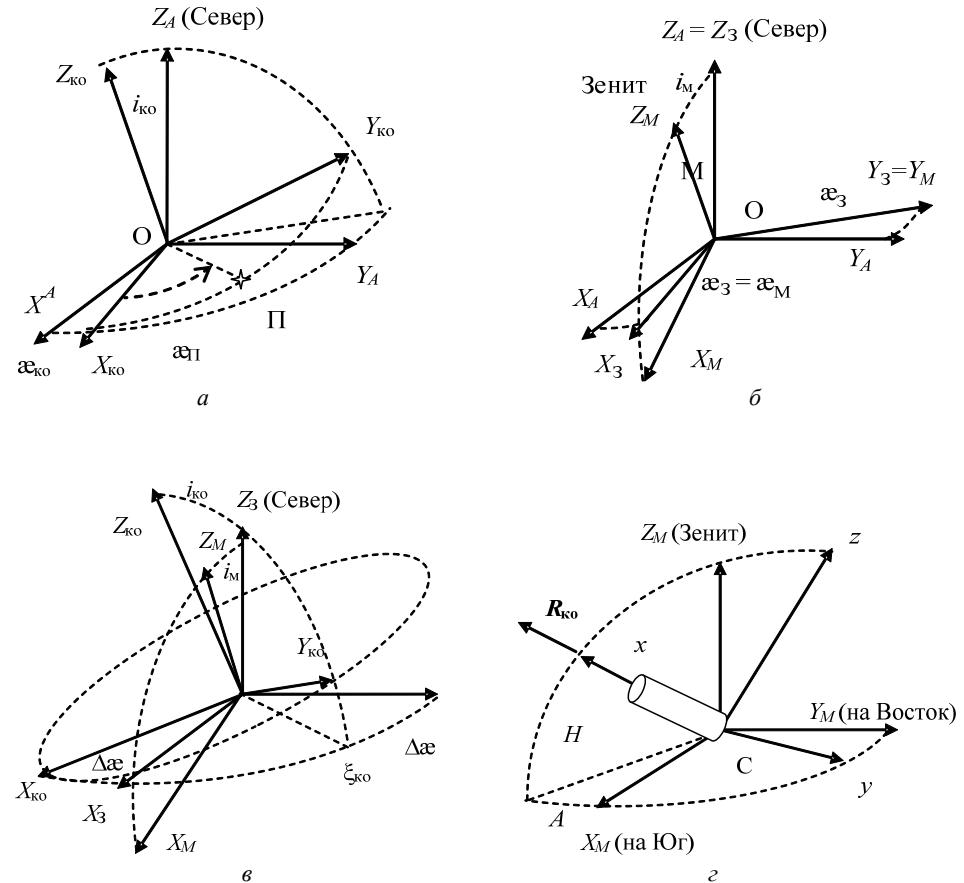


Рис. 2. Основные системы координат: а – СК наблюдаемого космического объекта (КО) относительно абсолютной (А); б – СК точки места (М) наземного приемника относительно СК Земли (З); в – СК Земли и точки места относительно СК КО; г – СК наземного приемника на альт-азимутальной монтировке (xyz) относительно СК точки места

За базовую СК примем абсолютную экваториальную систему координат  $OX_A Y_A Z_A$ , связанную с небесной сферой. Здесь  $O$  – центр Земли,  $X_A Y_A$  – плоскость экватора Земли,  $Z_A$  – является осью мира (направлена на север), направление  $X_A$  совпадает с направлением на точку весеннего равноденствия  $\gamma$ . В такой абсолютной СК удобно описывать одновременное движение множества космических объектов,

создающих радиопомехи для наземных приемников СНС ГЛОНАСС. При этом для моделирования каждого из них можно использовать уравнения:

$$\ddot{X}_A + \mu X_A/R_A^3 = 0, \quad \ddot{Y}_A + \mu Y_A/R_A^3 = 0, \quad \ddot{Z}_A + \mu Z_A/R_A^3 = 0,$$

где  $\mu = 398\,600,4 \text{ км}^3/\text{с}^2$  – гравитационная постоянная Земли;

$$\mathbf{R}_A(\mathbf{t}) = X_A(t) \mathbf{X}_A^0 + Y_A(t) \mathbf{Y}_A^0 + Z_A(t) \mathbf{Z}_A^0, \quad R_A^2 = X_A^2 + Y_A^2 + Z_A^2.$$

При описании движения одиночных источников радиопомех на КО удобнее вводить собственные орбитальные системы координат  $OX_{\text{ко}}Y_{\text{ко}}Z_{\text{ко}}$  (рис. 2, а) с плоскостью орбиты  $X_{\text{ко}}Y_{\text{ко}}$ . Их положение относительно абсолютной экваториальной  $OX_A Y_A Z_A$  обычно описывают углами наклона  $i_{\text{ко}}$  и долготы  $\alpha_{\text{ко}}$ . Здесь с учетом  $\mathbf{R}_{\text{ко}}(\mathbf{t}) = X_{\text{ко}}(t) \mathbf{X}_{\text{ко}}^0 + Y_{\text{ко}}(t) \mathbf{Y}_{\text{ко}}^0, Z_{\text{ко}} = 0$  потребуются только два уравнения:

$$\ddot{X}_{\text{ко}} + \mu X_{\text{ко}}/R_{\text{ко}}^3 = 0, \quad \ddot{Y}_{\text{ко}} + \mu Y_{\text{ко}}/R_{\text{ко}}^3 = 0, \quad R_{\text{ко}}^2 = X_{\text{ко}}^2 + Y_{\text{ко}}^2.$$

Для описания перемещения в пространстве места установки радиоприемной антенны будем использовать экваториальную СК Земли  $OX_3 Y_3 Z_3$  и связанную с ней СК места установки  $OX_M Y_M Z_M$  (рис. 2, б). Здесь ось  $Z_3 = Z_A$  направлена на север,  $Y_3 = Y_M$  – на восток,  $Z_M$  – в зенит,  $X_M$  – в сторону Южного полюса (по меридиану). При этом СК Земли  $OX_3 Y_3 Z_3$  вращается вокруг оси  $Z_3 = Z_A$  с угловой скоростью суточного вращения  $\omega_3 = 1 \text{ об}/24 \text{ ч} = 7,27 \cdot 10^{-5} \text{ рад/сек}$ . Положение системы координат  $OX_M Y_M Z_M$  в абсолютном пространстве  $OX_A Y_A Z_A$  характеризуется углами наклона  $i_M = \text{const}$  и долготы  $\alpha_M(t) = \alpha_3(t) = \text{const} + \omega_3 t$ . Заметим, что для низкоорбитальных КО суточным вращением Земли часто можно пренебречь, так как их угловая скорость на орбите с  $h_{\text{ко}} = 400 \text{ км}$  составляет  $\omega_{\text{ко}} = 1,13 \cdot 10^{-3} \text{ рад/сек}$ .

Взаимосвязь систем координат КО и места установки показана на рис. 2, в (через абсолютную СК), где  $\Delta\alpha = \alpha_3(t) - \alpha_{\text{ко}} = \text{const} + \omega_3 t$ . Дальнейший переход к углам азимута  $A$  и высоты  $H$  изображен на рис. 2, г. Для этого сначала от  $OX_M Y_M Z_M$  необходимо перейти к горизонтальной СК с началом отсчета  $M$  на поверхности Земли:  $MX_M Y_M Z_M$ . После этого – к СК следящей антенны  $Cxyz$  ( $C = M$  – центр вращения оптической системы относительно поверхности Земли; ось  $x$  – направлена по оптической оси на объект наблюдения).

Получим перемещение КО в углах азимута  $A$  и высоты  $H$ . Для этого потребуются следующие преобразования единичных векторов (рис. 2, в):

$$\begin{aligned} \mathbf{X}_{\text{ко}}^0 &= \mathbf{X}_3^0 \cos(\Delta\alpha) - \mathbf{Y}_3^0 \sin(\Delta\alpha); \quad \mathbf{Y}_{\text{ко}}^0 = \mathbf{X}_3^0 \sin(\Delta\alpha) + \mathbf{Y}_3^0 \cos(\Delta\alpha); \\ \mathbf{Y}_{\text{ко}}^0 &= \mathbf{X}_{\text{ко}}^0 \cos(i_{\text{ко}}) + \mathbf{Z}_3^0 \sin(i_{\text{ко}}); \quad \mathbf{Z}_{\text{ко}}^0 = -\mathbf{X}_{\text{ко}}^0 \sin(i_{\text{ко}}) + \mathbf{Z}_3^0 \cos(i_{\text{ко}}); \\ \mathbf{X}_3^0 &= \mathbf{X}_M^0 \cos(i_M) + \mathbf{Z}_M^0 \sin(i_M); \quad \mathbf{Y}_3^0 = \mathbf{Y}_M^0; \\ \mathbf{Z}_3^0 &= -\mathbf{X}_M^0 \sin(i_M) + \mathbf{Z}_M^0 \cos(i_M). \end{aligned}$$

После соответствующих подстановок найдем:

$$\begin{aligned} \mathbf{X}_{\text{ко}}^0 &= a_{11} \mathbf{X}_M^0 + a_{12} \mathbf{Y}_M^0 + a_{13} \mathbf{Z}_M^0, \quad \mathbf{Y}_{\text{ко}}^0 = a_{21} \mathbf{X}_M^0 + a_{22} \mathbf{Y}_M^0 + a_{23} \mathbf{Z}_M^0, \\ \mathbf{Z}_{\text{ко}}^0 &= a_{31} \mathbf{X}_M^0 + a_{32} \mathbf{Y}_M^0 + a_{33} \mathbf{Z}_M^0, \end{aligned}$$

где  $a_{11} = \cos(i_M) \cos(\Delta\alpha)$ ,  $a_{12} = -\sin(\Delta\alpha)$ ,  $a_{13} = \sin(i_M) \cos(\Delta\alpha)$ ;

$a_{21} = \cos(i_M) \cos(i_{\text{ко}}) \sin(\Delta\alpha) - \sin(i_M) \sin(i_{\text{ко}})$ ,  $a_{23} = \sin(i_M) \cos(i_{\text{ко}}) \sin(\Delta\alpha) + \cos(i_M) \sin(i_{\text{ко}})$ ,

$a_{22} = \cos(i_{\text{ко}}) \cos(\Delta\alpha)$ ;  $a_{32} = -\sin(i_{\text{ко}}) \cos(\Delta\alpha)$ ,  $a_{31} = -\cos(i_M) \sin(i_{\text{ко}}) \sin(\Delta\alpha) - \sin(i_M) \cos(i_{\text{ко}})$ ,

$a_{33} = -\sin(i_M) \sin(i_{\text{ко}}) \sin(\Delta\alpha) + \cos(i_M) \cos(i_{\text{ко}})$ .

Запишем различные представления радиус-вектора направления на КО:

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_{\text{ко}}(\mathbf{t}) &= X_{\text{ко}}(t) \mathbf{X}_{\text{ко}}^0 + Y_{\text{ко}}(t) \mathbf{Y}_{\text{ко}}^0 + Z_{\text{ко}}(t) \mathbf{Z}_{\text{ко}}^0 = X_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) \mathbf{X}_{\text{M}}^0 + Y_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) \mathbf{Y}_{\text{M}}^0 + Z_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) \mathbf{Z}_{\text{M}}^0, \\ \mathbf{R}_{\text{ко}}^c(\mathbf{t}) &= \mathbf{R}_{\text{ко}}(\mathbf{t}) - R_3 \mathbf{Z}_{\text{M}}^0 = X_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) \mathbf{X}_{\text{M}}^0 + Y_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) \mathbf{Y}_{\text{M}}^0 + [Z_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) - R_3] \mathbf{Z}_{\text{M}}^0 = \\ &= x_{\text{ко}}(t) \mathbf{x}^0 + y_{\text{ко}}(t) \mathbf{y}^0 + z_{\text{ко}}(t) \mathbf{z}^0. \end{aligned}$$

Отсюда

$$\begin{aligned} X_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) &= a_{11} X_{\text{ко}}(t) + a_{21} Y_{\text{ко}}(t) + a_{31} Z_{\text{ко}}(t), \\ Y_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) &= a_{12} X_{\text{ко}}(t) + a_{22} Y_{\text{ко}}(t) + a_{32} Z_{\text{ко}}(t), \\ Z_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) &= a_{13} X_{\text{ко}}(t) + a_{23} Y_{\text{ко}}(t) + a_{33} Z_{\text{ко}}(t); \\ x_{\text{ко}}(t) &= X_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) \cos(A) \cos(H) - Y_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) \sin(A) \cos(H) + [Z_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) - R_3] \sin(H), \\ y_{\text{ко}}(t) &= X_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) \sin(A) + Y_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) \cos(A), \\ z_{\text{ко}}(t) &= -X_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) \cos(A) \sin(H) + Y_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) \sin(A) \sin(H) + [Z_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) - R_3] \cos(H). \end{aligned}$$

Выписанные уравнения с учетом задания орбитальной траектории определяют перемещение КО в поле зрения следящей антенны. Из них также легко вычислить относительное угловое движение сопровождаемого КО, полагая  $y_{\text{ко}}(t) = 0$ ,  $z_{\text{ко}}(t) = 0$ :  $\text{tg}(A_{\text{ко}}) = -Y_{\text{M}}^{\text{ко}}(t)/X_{\text{M}}^{\text{ко}}(t)$ ,

$$\text{tg}(H_{\text{ко}}) = [Z_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) - R_3]/[X_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) \cos(A_{\text{ко}}) - Y_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) \sin(A_{\text{ко}})].$$

Кроме расчета функций изменения углов азимута и высоты, часто требуются оценки их угловых скоростей. Для этого можно использовать формулы численного дифференцирования. Если же нужны аналитические выражения для расчета угловых скоростей, тогда после дифференцирования нетрудно получить следующие зависимости:

$$\begin{aligned} \dot{A}_{\text{ко}} &= [\dot{X}_{\text{M}}^{\text{ко}} Y_{\text{M}}^{\text{ко}} - \dot{Y}_{\text{M}}^{\text{ко}} X_{\text{M}}^{\text{ко}}] / [(X_{\text{M}}^{\text{ко}})^2 + (Y_{\text{M}}^{\text{ко}})^2], \\ \dot{H}_{\text{ко}} &= \{(\dot{Z}_{\text{M}}^{\text{ко}} Y_{\text{M}}^{\text{ко}} - \dot{Y}_{\text{M}}^{\text{ко}} [Z_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) - R_3]) \sin(A_{\text{ко}}) - (\dot{X}_{\text{M}}^{\text{ко}} X_{\text{M}}^{\text{ко}} - \\ &- \dot{X}_{\text{M}}^{\text{ко}} [Z_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) - R_3]) \cos(A_{\text{ко}})\} / \{(X_{\text{M}}^{\text{ко}})^2 + (Y_{\text{M}}^{\text{ко}})^2 + [Z_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) - R_3]^2\}. \end{aligned}$$

Приведенные соотношения описывают сигнал углового наведения следящей антенны наземного приемника. Рассмотрим их упрощение для некоторых важных случаев. На низких орбитах, полагая  $\Delta \varepsilon \approx 0$ , получим:

$$\begin{aligned} a_{11} &= \cos(i_{\text{M}}), a_{12} = 0, a_{13} = \sin(i_{\text{M}}); a_{21} = -\sin(i_{\text{M}}) \sin(i_{\text{ко}}), a_{22} = \cos(i_{\text{ко}}), \\ a_{23} &= \cos(i_{\text{M}}) \sin(i_{\text{ко}}); a_{31} = -\sin(i_{\text{M}}) \cos(i_{\text{ко}}), a_{32} = -\sin(i_{\text{ко}}), a_{33} = \cos(i_{\text{M}}) \cos(i_{\text{ко}}). \end{aligned}$$

Для орбит, проходящих вблизи зенита ( $i_{\text{ко}} \approx 90^\circ$ ), будем иметь:

$$\begin{aligned} a_{11} &= \cos(i_{\text{M}}), a_{12} = 0, a_{13} = \sin(i_{\text{M}}); a_{21} \approx -\sin(i_{\text{M}}), a_{22} \approx 0, \\ a_{23} &\approx \cos(i_{\text{M}}); a_{31} \approx 0, a_{32} \approx -1, a_{33} \approx 0. \end{aligned}$$

При этом  $Y_{\text{M}}^{\text{ко}} \approx \delta \approx 0$ ,  $X_{\text{M}}^{\text{ко}} = \cos(i_{\text{M}}) X_{\text{ко}} - \sin(i_{\text{M}}) Y_{\text{ко}}$ ,  $Z_{\text{M}}^{\text{ко}} = \sin(i_{\text{M}}) X_{\text{ко}} + \cos(i_{\text{M}}) Y_{\text{ко}}$ .  
Для круговых орбит:

$$X_{\text{M}}^{\text{ко}} = R_{\text{ко}} \cos(i_{\text{M}} + \varphi_{\text{ко}}), Y_{\text{M}}^{\text{ко}} \approx \delta \approx 0, Z_{\text{M}}^{\text{ко}} = R_{\text{ко}} \sin(i_{\text{M}} + \varphi_{\text{ко}}),$$

где  $i_{\text{M}} + \varphi_{\text{ко}}(t) = i_{\text{M}} + \text{const} + \omega_{\text{ко}} t = \omega_{\text{ко}} \Delta t$ .

Окончательно получим:

$$\begin{aligned} \text{tg}(A_{\text{ко}}) &= -Y_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) / X_{\text{M}}^{\text{ко}}(t) = (-\delta) / \cos(\omega_{\text{ко}} \Delta t), \\ \text{tg}(H_{\text{ко}}) &= [\sin(\omega_{\text{ко}} \Delta t) - R_3 / R_{\text{ко}}] / \cos(A_{\text{ко}} + \omega_{\text{ко}} \Delta t). \end{aligned}$$



На основе приведенных зависимостей может быть поставлена и решена обратная задача: по измеренным временным зависимостям углов азимута и высоты восстановить орбитальное движение источника радиопомехи (включая плоскость орбиты радиопомехи).

Итак, здесь орбитальное движение радиопомехи определялось через измерение углов следящей узконаправленной антенны. Если такая антенна отсутствует, то плоскость орбиты радиопомехи можно попробовать идентифицировать при известной высоте с помощью нескольких ненаправленных, пространственно разнесенных приемников радиомониторинга. При этом используется обратная пропорциональность мощности сигнала квадрату расстояния до помехи:  $P_i \sim 1 / R^2 \Rightarrow P_i / P_j \approx R_j^2 / R_i^2$ . Здесь задача идентификации орбитального движения радиопомехи становится похожей на навигационную задачу, в которой по четырем навигационным спутникам определяется положение приемника.

• *Идентификация расстояния до орбитальной радиопомехи* проводится на основе предыдущих зависимостей, которые позволяют определить координаты наземного приемника и координаты орбитальной помехи в системе координат Земли:

$$R^2 = (X_C - X_{П})^2 + (Y_C - Y_{П})^2 + (Z_C - Z_{П})^2.$$

• *Идентификация параметров радиоаппаратуры орбитальной радиопомехи.* Орбитальное положение радиопомехи позволяет определить положение луча в диаграмме направленности наземного приемника. Расстояние  $R$  до источника помехи позволяет оценить мощность ее радиопередатчика.

Плотность потока мощности на расстоянии  $R$  от излучателя определяется по формуле  $W = P_{\text{прд}} / 4\pi R^2$ , где  $R$  – радиус шара (высота орбиты);  $4\pi R^2$  – потери распространения энергии сигнала за счет расширения фронта волны;  $P_{\text{прд}}$  – усиленная антенной мощность передатчика в направлении приемника в полосе частот  $\Delta f$ :  $P_{\text{прд}} = \text{ЭИИМ}_{\text{прд}} \cdot \Delta f$ ;  $\text{ЭИИМ}_{\text{прд}}$  – эффективная изотропно-излучаемая мощность передатчика:  $\text{ЭИИМ}_{\text{прд}} = P_s \cdot q$  – произведение мощности  $P_s$  изотропного излучателя на коэффициент усиления  $q$  антенны передатчика.

В итоге  $W = \frac{P_s \cdot q}{4\pi \cdot R^2} \Delta f$ . Выписанное выражение позволяет решить обратную

задачу: определить энергетические характеристики передающей РЭС радиопомехи по известной высоте орбиты  $R$ , измеренной плотности потока мощности помехи и полосе частот, в которой проводятся измерения:

$$\text{ЭИИМ}_{\text{прд}} = \frac{4\pi \cdot R^2 \cdot W}{\Delta f}.$$

Результаты расчетов должны сравниваться с данными, опубликованными в базе данных SRS-on-CD, и на этой основе выявляются одна или несколько спутниковых систем, которые имеют подобные орбитальные и энергетические характеристики.

Учтем в выписанных выражениях характеристики приемного устройства. Для этого воспользуемся следующими соотношениями для передатчика (прд) и приемника (прм) в рамках единого радиоканала:

$$W = P_{\text{прд}} / 4\pi R^2, P_{\text{прд}} = P_s \cdot G_s / b_s, \\ P_{\text{прм}} = W \cdot S_{\text{прм}} / b_{\text{прм}}, S_{\text{прм}} = G_E \cdot \lambda^2 / 4\pi, \lambda = c / f,$$

где  $G_s$  – коэффициент усиления передающей антенны;  $b_s$  – коэффициент потерь в фидерном тракте передатчика;  $S_{\text{прм}} = \eta \cdot A_{\text{ф}}$  – эффективная площадь приемной антенны;  $A_{\text{ф}}$  – физическая площадь апертуры антенны;  $\eta$  – коэффициент использования площади антенны;  $b_{\text{прм}}$  – коэффициент потерь в фидерном тракте приемника;  $G_E$  – коэффициент усиления приемника;  $\lambda$  – длина волны;  $c$  – скорость света;  $f$  – частота.

В итоге ( $b_{\Sigma} = b_s \cdot b_{\text{прм}}$  – коэффициент суммарных потерь):

$$P_{\text{прм}} = P_s \cdot G_s \cdot G_E \cdot (\lambda / 4\pi R)^2 / b_{\Sigma} = P_s \cdot G_s \cdot G_E (c / 4\pi R f)^2 / b_{\Sigma}.$$

Отсюда можно вычислить для орбитального передатчика радиопомехи:

$$\text{ЭИИМ}_{\text{прд}} = P_s \cdot G_s = P_{\text{прм}} \cdot b_{\Sigma} (4\pi R)^2 / (G_E \cdot \lambda^2).$$

Перепишем предыдущее выражение в дБ:

$$I = P_s + G_s + G_E - 20 \log(R) - 20 \log(f) - 32,45 - b_{\Sigma}.$$

В качестве критерия допустимых помех для наземной аппаратуры системы ГЛОНАСС обычно принимают следующие уровни:

- в диапазоне 1,6 ГГц (–143) дБВт для НАП СТ и (–133) дБВт для НАП ВТ;
- в диапазоне 1,2 ГГц и (–145) дБВт для НАП СТ и (–135) дБВт для НАП ВТ;
- в диапазоне 1,1 ГГц и (–133) дБВт для НАП СТ и (–127) дБВт для НАП ВТ.

В качестве критерия допустимых помех для навигационной аппаратуры (НАП) зарубежных систем СНС во всех диапазонах частот можно принять уровни, указанные в Рекомендациях МСЭ-Р М.1477 для диапазона 1,6 ГГц: (–140,5) дБВт/МГц – для режима слежения и (–146,5) дБВт/МГц – для режима захвата при минимальном уровне сигнала (–161 дБВт). Превышение данных уровней допустимых помех будет указывать на присутствие неразрешенной непреднамеренной радиопомехи, которую требуется идентифицировать.

Для оценки общего уровня шума на входе приемника рассмотрим мощность теплового шума:  $N_s = K T_s B_R$  [Вт].

Здесь  $K$  = постоянная Больцмана ( $1,38 \cdot 10^{-23}$  Вт/Гц град = –228,6 дБВт/Гц);  $B_R$  = ширина полосы пропускания приемника [Гц];  $T_s$  = температура системы (шумовая температура приемника) [К]. В дБ будем иметь:

$$N_s = -228,6 + 10 \log T_s + 10 \log B_R.$$

Тогда для линий «космос – Земля» получаем следующее отношение «сигнал/шум» на входе приемной земной станции (ЗС):

$$(C/N) = P_s + G_s + G_E - L_R + 228,6 - 10 \lg T_e - 10 \lg dF_D.$$

Здесь  $L_R$  – затухание сигнала в свободном пространстве на расстоянии  $R$ ;  $P_s$  – общая пиковая мощность передающей КС, дБВт;  $F_D$  – несущая частота, МГц;  $dF_D$  – ширина полосы сигнала, Гц;  $T_e$  – шумовая температура приемной системы ЗС, К;  $G_s$  – усиление передающей антенны КС, дБ;  $G_E$  – усиление приемной антенны ЗС, дБ.

В качестве примера рассчитаем отношения сигнал/шум для канала СНС ГЛОНАСС (с взаимодействующей приемной земной станцией TYP-US):  $P_3 = 17,8$  дБВт,  $G_3 = 7$  дБ,  $G_3(\beta) = 10$  дБ,  $G_4 = 1$  дБ,  $L_D(90) = 179,76$  дБ,  $L_D(10) = 181,59$ ,  $T_e = 400$  К. Для двух углов места антенны ЗС в 90 и 10 угл. град соответственно получим:

$F_D$ , ГГц	Класс излучения	$dF_D$ , кГц	$(C/N)_{d1}$ , дБ	$(C/N)_{d2}$ , дБ
1,21	1M02G7X--	1 000	-11,38	-10,21
1,21	2M05G7X--	2 050	-14,50	-13,33
1,21	4M10G7X--	4 100	-17,51	-16,34
1,21	8M19G7X--	8 190	-20,52	-19,34
1,21	10M2G7X--	10 200	-21,47	-20,30
1,21	16M4G7X--	16 400	-23,53	-22,36
1,21	20M5G7X--	20 500	-24,50	-23,33

**Заключение.** Таким образом, приведенные базовые соотношения составляют основу комплексной математической модели для разработки алгоритмов идентификации негеостационарных источников непреднамеренных помех, объединяющей в себе описание структуры системы радиоканалов потенциальных непреднамеренных помех на приемные станции СНС ГЛОНАСС, временное поведения источников непреднамеренных помех на негеостационарных орбитах и характеристики радиолиний с негеостационарными источниками непреднамеренных помех.

Предложенная общая методология идентификации негеостационарных источников непреднамеренных помех сужает класс подозреваемых источников радиопомех из информационной базы КА на основе идентификации их орбитальных параметров по временному поведению мощности радиоизлучения и радиотехнических параметров по характеристикам радиоизлучения.

#### Список литературы

1. Соловьев Ю. А. Системы спутниковой навигации. – М. : Эко-Трендз, 2000. – 270 с.
2. Международный союз электросвязи. Сектор радиосвязи (МСЭ-R). URL: <http://www.itu.int/ITU-R/go/index.asp?lang=ru> (дата обращения: 12.11.2010).
3. Управление радиочастотным спектром и электромагнитная совместимость радиосистем : учеб. пособие / под ред. М. А. Быховского. – М. : Эко-Трендз, 2006. – 376 с.
4. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС / под ред. В. Н. Харисова, А. И. Перова, В. А. Болдина. – М. : ИПРЖР, 1998. – 400 с.
5. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Навигационный радиосигнал в диапазонах L1, L2 с открытым доступом и частотным разделением (редакция 5.1). – М. : РНИИ КП, 2008. URL: <http://www.aggf.ru/gnss/glon/ikd51ru.pdf> (дата обращения: 12.11.2010).
6. Дементьев А. Н., Шишаков К. В. Систематизация радиотехнических условий для анализа потенциальных каналов непреднамеренных помех в системе «ГЛОНАСС» // Вестн. ИжГТУ. – 2010. – № 2. – С. 93–96.
7. Рембовский А. М., Ашихмин А. В., Козьмин В. А. Радиомониторинг: задачи, методы, средства / под ред. А. М. Рембовского. – М. : Горячая линия – Телеком, 2006. – 492 с.

\*\*\*

*A. N. Demetiev*, Applicant, Scientific Production Center “TECHINFORM”

*K. V. Shishakov*, Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Izhevsk State Technical University

#### Development of Identification Algorithms of Non-Geostationary Noise Sources

*The main development trends of identification algorithms of non-geostationary noise sources are created. Mathematical formalization of algorithms is carried out.*

**Keywords:** algorithm, identification, GLONASS, space system, orbit noise sources

Получено 12.11.10