

УДК 629.7, ББК 68.53

Оценка точности астро-спутниковой интегрированной навигационной системы спутника связи

Д.М. Кружков

В данной статье описывается процесс формирования облика автономной интегрированной астро-спутниковой навигационной системы. Проведено имитационное моделирование процесса функционирования разработанной навигационной системы и произведена оценка ее точности, на основании которой сделаны выводы о пригодности разработанной навигационной системы применительно к спутникам связи.

навигация; комплексирование; астро-спутниковая навигационная система; фильтр Калмана; ГЛОНАСС; астродатчик; геостационарная орбита;

Введение

Проблема обеспечения автономного функционирования космических систем различного назначения (связи, навигации, мониторинга) чрезвычайно актуальна в силу, прежде всего, экономических причин, поскольку в этом случае существенно снижается нагрузка на наземный комплекс управления (НКУ).

Широкое внедрение глобальных навигационных систем (ГНСС) GPS и ГЛОНАСС, а также создание Европейской навигационной системы GALILEO дает разработчикам возможность создания бортовых интегрированных навигационных систем, основанных на совместном использовании традиционных для космических аппаратов источников информации (звездных, солнечных датчиков, приборов ориентации на Землю) и многоканальных ГЛОНАСС/GPS-приемников.

Принимая во внимание сказанное выше, задачей проведенного исследования являлось формирование облика, то есть архитектуры, аппаратного состава и соответствующих алгоритмов интегрированной бортовой навигационной системы целевого космического аппарата (ЦКА),

функционирующего на высоких эллиптических и / или околокруговых орбитах, включая стационарную, в условиях искусственных помех, создаваемых работе ГЛОНАСС/GPS-приёмника (далее: ГНСС - приёмник). При этом интегрированная бортовая навигационная система ЦКА включает, помимо ГНСС – приёмника, комплекс из звёздного прибора, солнечного и земного оптических датчиков. Необходимо подчеркнуть также, что, исходя из назначения ЦКА, требуется обеспечить максимально возможную точность определения положения его центра масс порядка десятых долей секунды по периоду обращения.

Анализ [1,2,3,4] показывает, что для обеспечения приведённых выше характеристик точностей «привязки» центра масс ЦКА необходимо учитывать, помимо нецентральности гравитационного поля, влияния Луны и Солнца, давления солнечных лучей, сопротивления атмосферы, также и более тонкие эффекты, связанные, в частности, с океаническими приливами и приливами в твердом теле Земли. Аналогично, соответствующие высокие требования предъявляются к моделям неконтролируемых факторов, сопровождающих измерения звёздного, солнечного и земного приборов, а также навигационные измерения, реализуемые ГНСС – приёмником. Особое значение здесь приобретает математическая модель функционирования ГНСС – приёмника в условиях активных помех.

Решение сформулированной выше задачи возможно лишь путём создания соответствующей имитационной модели процесса функционирования интегрированной бортовой навигационной системы. При этом априори ясно, что обеспечить функционирование такой системы в условиях помех возможно, как уже указывалось выше, лишь в рамках глубоко интегрированной архитектуры, реализующей, в том числе, обратную связь от интегрального фильтра Калмана к процессору ГНСС – приёмника, обеспечивающему слежение за кодом и фазой несущей полезного сигнала ГНСС.

Таким образом, задача сводится созданию адекватной имитационной модели процессов функционирования ЦКА на орбите и моделирования этого процесса при различном составе исходных данных.

Постановка технической задачи исследования

Учитывая описанные выше особенности рассматриваемых ЦКА, основным методом формирования облика такой системы является имитационное моделирование. Проведение такого моделирования требует, в свою очередь, создания соответствующего «инструмента» - программного комплекса, обеспечивающего имитацию процесса функционирования

формируемой системы. Функциональная схема подобного моделирования представлена на рисунке 1.

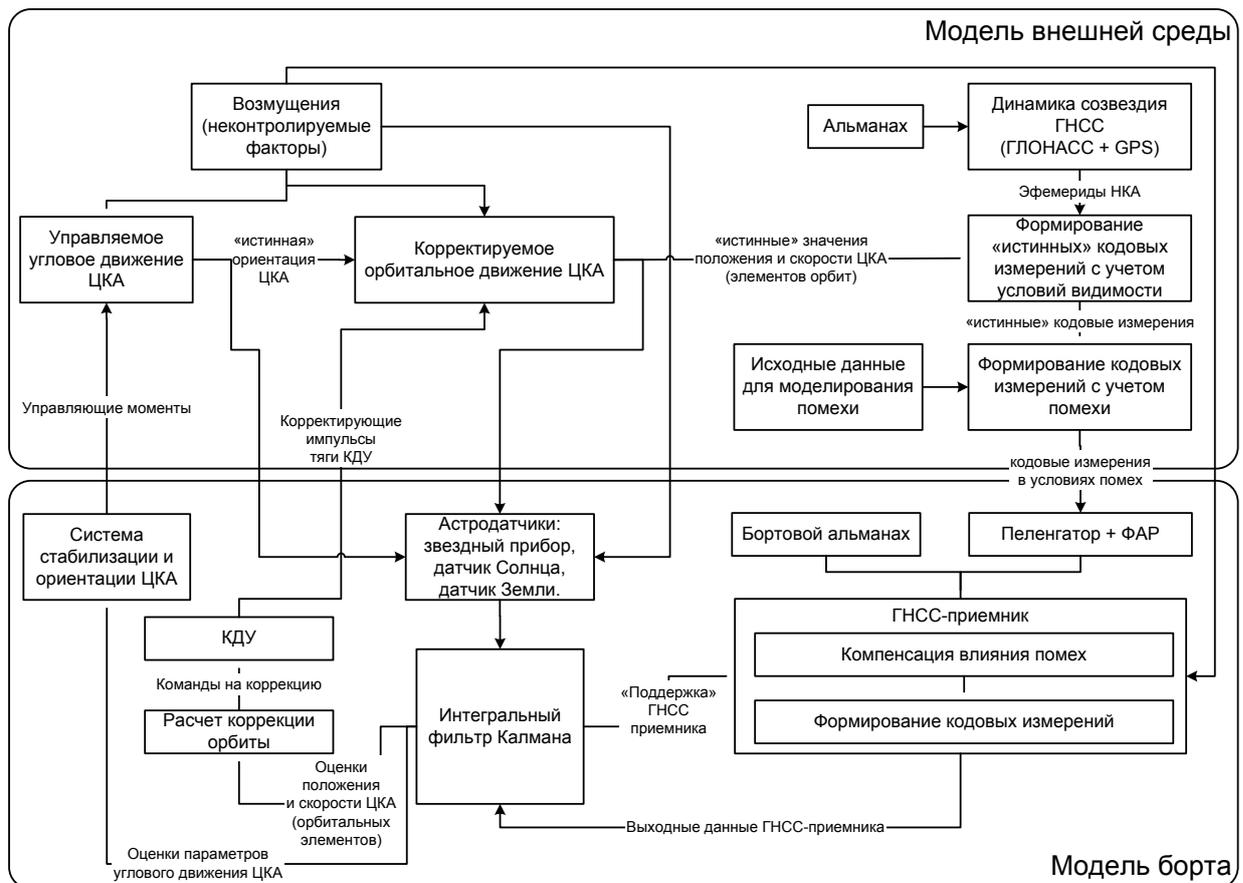


Рис. 1 . Функциональная схема моделирования.

В соответствии с рисунком 1, решение сформулированной технической задачи требует разработки следующих математических моделей и алгоритмов:

- высокоточной модели возмущенного орбитального движения ЦКА;
- алгоритмов коррекции орбиты;
- модели возмущенного углового движения ЦКА;
- модели системы стабилизации и ориентации ЦКА;
- модели орбитальной группировки ГНСС (ГЛОНАСС + GPS);
- модели блока астроприборов с учетом ошибок измерений;
- модели искусственной помехи;
- модели многоканального ГНСС-приемника с учетом влияния искусственной помехи;
- алгоритма компенсации влияния искусственной помехи на работу ГНСС-приемника;
- алгоритмов глубокой интеграции данных астроприборов и ГНСС-приемника.

Дальнейшее изложение материала посвящено описанию перечисленных выше моделей и алгоритмов. Необходимо заметить, что среди перечисленных выше моделей и алгоритмов отсутствуют модель тяги КДУ и алгоритм формирования коррекции орбиты, указанные на

функциональной схеме моделирования. Это обстоятельство связано с тем, что основной задачей исследования являлся анализ влияния искусственных помех на функционирование интегрированной навигационной системы и ее потенциальная точность.

Математические модели и алгоритмы

В приведенных ниже математических моделях и алгоритмах используются следующие системы координат:

- Земная связанная СК (ЗССК).
 - Гринвичская СК (ГСК).
 - Мгновенная абсолютная СК (МАСК).
 - Абсолютная СК (АСК).
 - Орбитальная СК (ОСК).
- Связанная система координат (ССК).

Высокоточная математическая модель орбитального движения космического аппарата на геостационарной и высокоэллиптической орбитах

При рассмотрении возмущенного орбитального движения наряду с силой центрального гравитационного поля Земли, действующие на спутник рассматриваются силы, обусловленные:

- нецентральностью гравитационного поля Земли;
- притяжением Луны и Солнца;
- сопротивлением атмосферы;
- давлением солнечного света;
- приливными эффектами в теле Земли и океанов.

Дифференциальные уравнения возмущенного движения в АСК записываются в следующем виде [1]:

$$\ddot{q} + \frac{\mu q}{r^3} = \sum_{j=0}^k \Delta g_{jq}, \quad q = \{ x, y, z \}, \quad (1)$$

где Δg_{jq} – проекция j -го возмущающего ускорения на координатное направление q .

Гравитационное влияние Земли с учетом несферичности потенциала учитывается при помощи традиционно используемого для рассматриваемого класса задач алгоритма Каннингема [5].

Учет влияния аэродинамических сил осуществляется путем использования динамической модели атмосферы - "Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли" (ГОСТ 25645.115-84) [6], для высокоэллиптических орбит и статической модели атмосферы - "Стандартная атмосфера" [7] для геостационарных.

Модель вычисления компонент возмущающего ускорения, вызванного гравитационным влиянием Луны и Солнца, достаточно проста, основана на модели движения нескольких взаимно притягивающихся точечных масс [4, 8].

Математическая модель возмущающего ускорения обусловленного влиянием светового давления объединяет в себе метод вычисления компонент ускорения, вызванного солнечной радиацией без учета переотражения от Земли, рекомендованный IERS [8].

В данной работе была использована рекомендованная IERS [8] модель возмущения геопотенциала, обусловленные приливными деформациями Земли, вызванные влиянием следующих физических факторов:

приливов в твердом теле Земли, возникающих в теле планеты под действием притяжения Луны и Солнца;

полярного прилива, возникающего вследствие мгновенного смещения полюса планеты (мгновенной оси вращения Земли);

динамических эффектов, возникающих под воздействием океанических приливов.

Модель углового движения целевого космического аппарата, оснащенного активной системой ориентации и стабилизации

Как известно, для рассматриваемого класса ЦКА (спутника связи и навигации) наибольшее распространение получила система ориентации и стабилизации, использующая силовой гиросtabilизатор в упруго-вязком кардановом подвесе и систему разгрузки в виде газореактивных сопел [9]. Ее полное описание в рамках данной статьи не представляется целесообразным в силу громоздкости, тем более что цель данного исследования, как уже указывалось выше, состоит в анализе работы интегрированной навигационной системы.

В общем случае угловое движение ЦКА как твердого тела можно описать уравнениями Эйлера [9]:

$$\begin{aligned} I_x \frac{d\omega_x}{dt} + (I_z - I_y)\omega_y\omega_z &= M_x \\ I_y \frac{d\omega_y}{dt} + (I_x - I_z)\omega_z\omega_x &= M_y \\ I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_x)\omega_x\omega_y &= M_z \end{aligned} \quad (2)$$

где I_x, I_y, I_z — главные моменты инерции ЦКА,

M_x, M_y, M_z — проекции суммарного момента внешних сил на связанные оси координат,

ω — вектор угловой скорости ЦКА.

Добавляя уравнение связи

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\gamma} - \dot{\mathcal{G}} \sin \psi - \omega_o \sin \psi \\ \dot{\psi} \cos \gamma + \dot{\mathcal{G}} \sin \gamma \cos \psi + \omega_o \sin \gamma \cos \psi \\ \dot{\mathcal{G}} \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma + \omega_o \cos \gamma \cos \psi \end{pmatrix}, \quad (3)$$

где

$\mathcal{G}, \psi, \gamma$ и $\dot{\mathcal{G}}, \dot{\psi}, \dot{\gamma}$ — углы тангажа, рысканья, крена и их производные соответственно, ω_o — вектор угловой скорости орбитальной системы координат относительно абсолютной системы координат (угловая скорость движения ЦКА по орбите), можно получить при помощи уравнения для параметров Родрига-Гамильтона с последующим определением матрицы ориентации и, соответственно углов Эйлера [9].

Подводя итог вышесказанному вектор состояния системы включает, таким образом, 9 компонент:

$$\mathbf{X} = (x \quad y \quad z \mid V_x \quad V_y \quad V_z \mid \mathcal{G} \quad \psi \quad \gamma)^T. \quad (4)$$

Математические модели навигационных измерителей

В рамках данного исследования достаточным является использование стохастических моделей ошибок традиционных приборов системы определения ориентации.

Прибор ориентации на Землю

Измерения прибора ориентации на Землю формируются следующим образом [10]:

$$\begin{aligned} \mathcal{G}_{ДЗ} &= \mathcal{G}_{ДЗ}^{ист} + \Delta \mathcal{G}_{ДЗ} \\ \gamma_{ДЗ} &= \gamma_{ДЗ}^{ист} + \Delta \gamma_{ДЗ} \end{aligned}, \quad (5)$$

Где $\mathcal{G}_{ДЗ}^{ист}, \gamma_{ДЗ}^{ист}$ - реальные («истинные») значения углов тангажа и крена в ССК ЦКА;

$\Delta \mathcal{G}_{ДЗ}, \Delta \gamma_{ДЗ}$ – погрешности определения углов тангажа и крена в ССК ЦКА, задаваемые в виде:

$$\begin{aligned} \Delta \mathcal{G}_{ДЗ} &= \Delta \mathcal{G}_{ДЗ}^{сист} + \Delta \mathcal{G}_{ДЗ}^{оэ} + \Delta \mathcal{G}_{ДЗ}^{ортог} + \Delta \mathcal{G}_{ДЗ}^{иум}, \\ \Delta \gamma_{ДЗ} &= \Delta \gamma_{ДЗ}^{сист} + \Delta \gamma_{ДЗ}^{оэ} + \Delta \gamma_{ДЗ}^{ортог} + \Delta \gamma_{ДЗ}^{иум} \end{aligned}, \quad (6)$$

где $\Delta \mathcal{G}_{ДЗ}^{сист}, \Delta \gamma_{ДЗ}^{сист}$ - систематические ошибки определения углов тангажа и крена, рассматриваемые как случайные величины, характеристики которых указаны ниже;

$\Delta\vartheta_{ДЗ}^{орто}$, $\Delta\gamma_{ДЗ}^{орто}$ - ошибки определения углов тангажа и крена, вызванные неидеальностью земного эллипсоида, рассматриваемые как случайные величины, характеристики которых указаны ниже;

$\Delta\vartheta_{ДЗ}^{ортмог}$, $\Delta\gamma_{ДЗ}^{ортмог}$ - погрешности из-за неортогональности и перекоса осей чувствительности датчиков, рассматриваемые как случайные величины, характеристики которых указаны ниже;

$\Delta\vartheta_{ДЗ}^{шум}$, $\Delta\gamma_{ДЗ}^{шум}$ - шумовые составляющие ошибок определения углов тангажа и крена, рассматриваемые как стационарные случайные процессы, характеристики которых указаны ниже.

Математически модели прибора ориентации на Солнце и звездного прибора реализованы аналогично и здесь, для экономии места, не приводятся. Отметим лишь, что все перечисленные выше систематические ошибки, погрешности, вызванные неортогональностью и перекосом осей чувствительности датчиков астрооптических приборов, моделируются случайными гауссовскими величинами с нулевыми математическими ожиданиями и соответствующими СКО.

Аддитивные шумовые составляющие ошибок астрооптических приборов представляются стационарными случайными процессами с нулевыми математическими ожиданиями и корреляционными функциями вида:

$$K_n = \sigma_n^2 e^{-h_n |t|} \quad (7)$$

где σ_n - среднеквадратическое отклонение;

h_n - коэффициент затухания корреляционной функции для случайных погрешностей датчиков;

n – символ, обозначающий соответствующий астроприбор.

Дифференциальное уравнение формирующего фильтра для указанного случайного стационарного процесса с входным сигналом типа белого шума имеет вид:

$$\dot{\mu}_n = -h_n \mu_n + \sqrt{2h_n} \sigma_n \varepsilon_n \quad (8)$$

где ε_n - белый шум единичной интенсивности.

Математическая модель кодовых измерений ГНСС-приемника

В дальнейшем будем полагать, что ГНСС-приемник генерирует кодовые измерения (псевдодальность и псевдоскорость).

Модель измерений ГНСС-приемника зададим в виде:

$$\begin{aligned} \rho &= \rho^{tr} + \Delta\rho_{НКА} + \Delta\rho_{ion} + \Delta\rho_{ма} + \Delta\rho_{НАП} + \delta\rho_{ГНСС} \\ \dot{\rho} &= \dot{\rho}^{tr} + \Delta\dot{\rho}^C + \delta\dot{\rho} \end{aligned} \quad (9)$$

где ρ^{tr} - “истинная” псевдодальность, измеряемая ГНСС-приемником;

$\dot{\rho}^{tr}$ - “истинная” псевдоскорость, измеряемая ГНСС-приемником;

$\Delta\rho_{НКА}$ – погрешность в определении псевдодальности, вносимая бортовой аппаратурой навигационных космических аппаратов (НКА), эта составляющая измерений моделируется случайной гауссовской величиной с нулевым математическим ожиданием и заданным СКО $\sigma_{\rho_{НКА}}$;

$\Delta\rho_{ion}$ – погрешность в определении псевдодальности, вызванная ионосферной задержкой сигнала – моделируется случайной гауссовской величиной с нулевым математическим ожиданием и заданным СКО $\sigma_{\rho_{ion}}$;

$\Delta\rho_{trop}$ – погрешность в определении псевдодальности, вызванная тропосферной задержкой сигнала – моделируется случайной гауссовской величиной с нулевым математическим ожиданием и заданным СКО $\sigma_{\rho_{trop}}$;

$\Delta\rho_{ML}$ – погрешность в определении псевдодальности, вызванная эффектом многолучевости – моделируется случайной гауссовской величиной с нулевым математическим ожиданием и заданным СКО $\sigma_{\rho_{ML}}$;

$\Delta\rho_{НАП}$ – погрешность в определении псевдодальности, вносимая внутренними шумами приемника – моделируется случайной гауссовской величиной с нулевым математическим ожиданием и заданным СКО $\sigma_{\rho_{НАП}}$;

$\Delta\dot{\rho}^C$ - систематическая погрешность определения псевдоскорости ЦКА, вносимая высокочастотной частью приемника– моделируется случайной гауссовской величиной с нулевым математическим ожиданием и заданным СКО $\sigma_{\dot{\rho}^C}$;

$\delta\rho_{ГНСС}$ - случайные аддитивные составляющие ошибок измерения псевдодальности, представляющие собой стационарные случайные процессы с нулевым математическим ожиданием и корреляционной функцией вида:

$$K_{\rho_i} = \sigma_{\rho_i}^2 e^{-\mu_{\rho_i}|t|} \quad (10)$$

где σ_{ρ_i} - среднеквадратическое отклонение; μ_{ρ_i} - коэффициент затухания корреляционной функции случайной ошибки i го измерения;

$\delta\dot{\rho}$ - случайные аддитивные составляющие ошибок измерения псевдоскорости, представляющие собой стационарные случайные процессы с нулевым математическим ожиданием и корреляционной функцией вида:

$$K_{\dot{\rho}_i} = \sigma_{\dot{\rho}_i}^2 e^{-\mu_{\dot{\rho}_i}|t|} \quad (11)$$

где $\sigma_{\dot{\rho}_i}$ - среднеквадратическое отклонение от среднего значения;
 $\mu_{\dot{\rho}_i}$ - коэффициент затухания корреляционной;

Таким образом, все перечисленные выше систематические и случайные ошибки рассматриваются как случайные величины и процессы.

Модель функционирования ГНСС приемника в условиях действия активных помех

Будем полагать, что на определенной дистанции от приемника существует точечный источник активной помехи типа «белый шум» различной мощности и ширины полосы. При этом на борту ЦКА неизвестны ни относительное положение источника помех, ни ее мощность и ширина полосы.

Далее, мы полагаем, что ГНСС-приемник на борту ЦКА в составе интегрированной навигационной системы не является стандартным и включает дополнительные устройства, в частности:

- пеленгатор, позволяющий оценить относительное угловое положение источника помех и ЦКА;
- фазированная антенная решетка (ФАР) с цифровым управлением диаграммой направленности, обеспечивающей минимизацию чувствительности ГНСС-приемника в направлении действия помехи.
- адаптивные пороговые и полосовые фильтры, позволяющие выделять сигнал помехи и нивелировать его влияние.

Далее для анализа процесса функционирования ГНСС-приемника при воздействии помех, необходимо создать модели процессов слежения за сигналами НКА в этих условиях и формирования измерений псевдодальности и псевдоразрадиальной скорости до данного НКА в соответствии с режимом работы приемника.

Анализ условий видимости НКА

Очевидно, что необходимым условием здесь является наличие рабочего созвездия видимых НКА. Таким образом, модель условий видимости НКА с борта ЦКА является первичной при анализе процесса функционирования ГНСС-приемника.

НКА считается видимым, если направление на него с ЦКА попадает внутрь конуса, образованного вращением плоского угла максимального раскрытия передающей антенны НКА вокруг направления НКА – центр Земли и находится вне конуса, образованного вращением плоского угла между направлениями НКА – центр Земли и НКА – край земного эллипсоида вокруг направления НКА – центр Земли. Кроме того, необходимо, чтобы направление ЦКА – НКА попадало в конус, образованный максимальным углом раскрытия антенны бортового ГНСС-приемника вокруг оси Ox ССК.

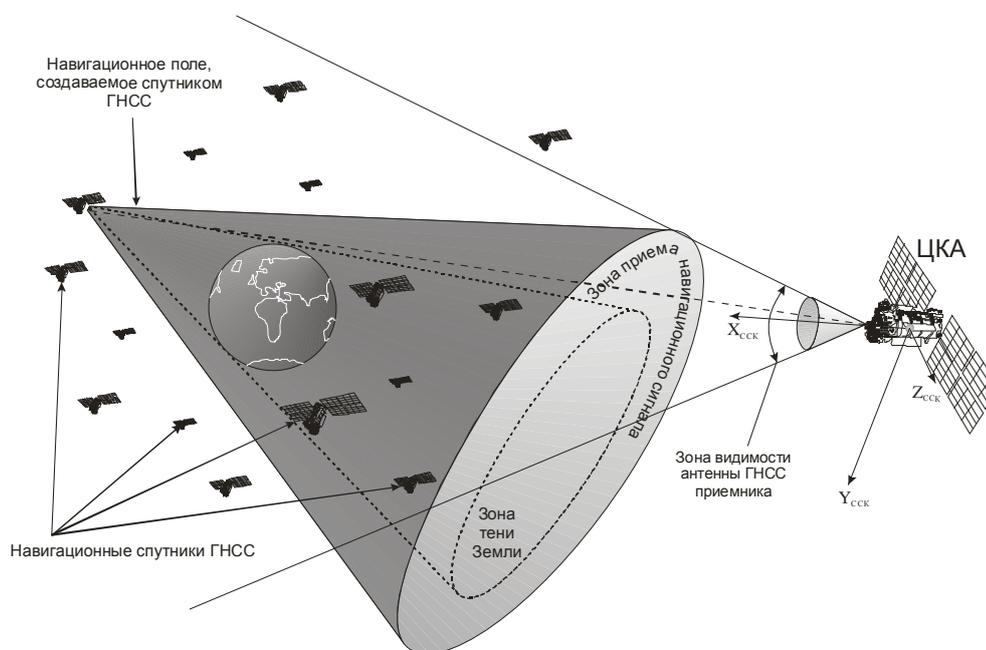


Рис. 2. Особенности приема навигационного сигнала антенной ГНСС-приемника для ЦКА с высотой орбиты большей 20000 км.

Модель влияния белошумной помехи на изолированный канал ГНСС-приемника

Рассмотрим влияние действующей помехи на изолированный канал ГНСС-приемника. Предполагается, что источник помехи может быть расположен в любой точке земной поверхности, но при этом диаграмма направленности его излучающей антенны всегда направлена на ЦКА. Диапазон излучаемых помехой радиочастот неограничен, то есть, предполагается, что в случае приема антенной ЦКА навигационного сигнала от любого КА любого созвездия СНС помеха всегда зашумляет принятый сигнал. Единственная возможность в таких условиях выделить полезный сигнал – развернуть в сторону НКА диаграмму

направленности ФАР так, чтобы максимально ослабить прием шумового радиолуча помехи и как можно меньше ослабить при этом сам полезный сигнал.

Мощность помехи может варьироваться и лежит в диапазоне -160...-100 дБ.

Управление диаграммой направленности фазированной антенной решеткой ГНСС-приемника

Обсудим теперь более детально процесс функционирования антенны с управляемой диаграммой направленности.

Основная задача антенны с управляемой диаграммой направленности состоит в предварительном подавлении уровня сигнала помехи до минимально возможного. Типичный коэффициент направленного действия антенны (диаграмма направленности) приведен на рисунке 3.

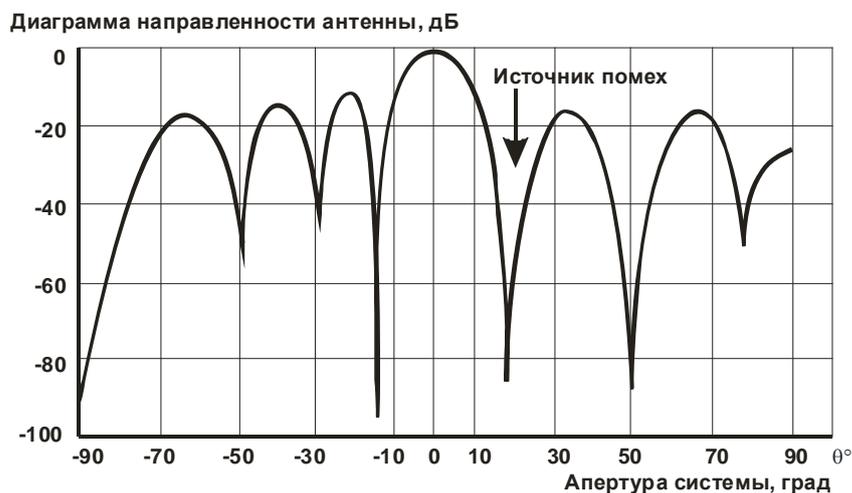


Рис. 3. Диаграмма направленности антенны

Перейдем теперь к обсуждению работы адаптивных фильтров, обеспечивающих оценку параметров помехи и адаптации к ней ГНСС-приемника.

Адаптивная фильтрация сигнала

Как уже подчеркивалось выше, при принятом сценарии, в реальной ситуации мы не располагаем априорной информацией об угловом положении источника помех относительно антенны ГНСС-приемника, мощности помехи, а также ширины ее полосы частот. Выше мы уже кратко обсуждали вопрос об использовании пеленгатора для определения взаимного положения ЦКА и источника помех. Подчеркнем еще раз, что для оценки свойств помехи необходимо иметь в структуре ГНСС-приемника специальный канал. Оценка ширины полосы помехи осуществляется при помощи специального узкополосного фильтра, сканирующего выход каждого из каналов ГНСС-приемника в диапазонах L1 и L2.

Точность оценки полосы частот помехи зависит от свойств сканирующего фильтра: чем уже его полоса пропускания, тем точнее оценка. Одновременно в процессе сканирования осуществляется оценка мощности помехи. Суммарный сигнал (помеха + полезный сигнал НКА) поступают на вход фильтра с адаптивным коэффициентом усиления, который реализует процесс квантования сигнала по уровню с учетом информации о мощностях сигнала НКА и помехи. Далее используется адаптивный полосовой фильтр [11], задачей которого является «извлечение» из суммарного сигнала части, совпадающей с полосой частот помехи.

Окончательно, вычисляется отношение сигнал/шум и мощность помехи на выходе приемника, в результате чего определяется возможность слежения за НКА в данном канале ГНСС-приемника, а также эквивалентное значение с.к.о. аддитивных шумов.

Такова математическая модель процесса функционирования многоканального ГНСС-приемника в режиме кодовых измерений в условиях влияния помех и предложен алгоритм его работы, обеспечивающий противодействие помехам путем использования управление диаграммой направленности фазированной антенной решетки и алгоритмов адаптивной фильтрации.

Интегрированная бортовая астро-спутниковая навигационная система ЦКА

Архитектура системы

На рисунке 4. представлена функциональная схема бортовой интегрированной системы ЦКА, основанной на глубоко интегрированной схеме интеграции данных.

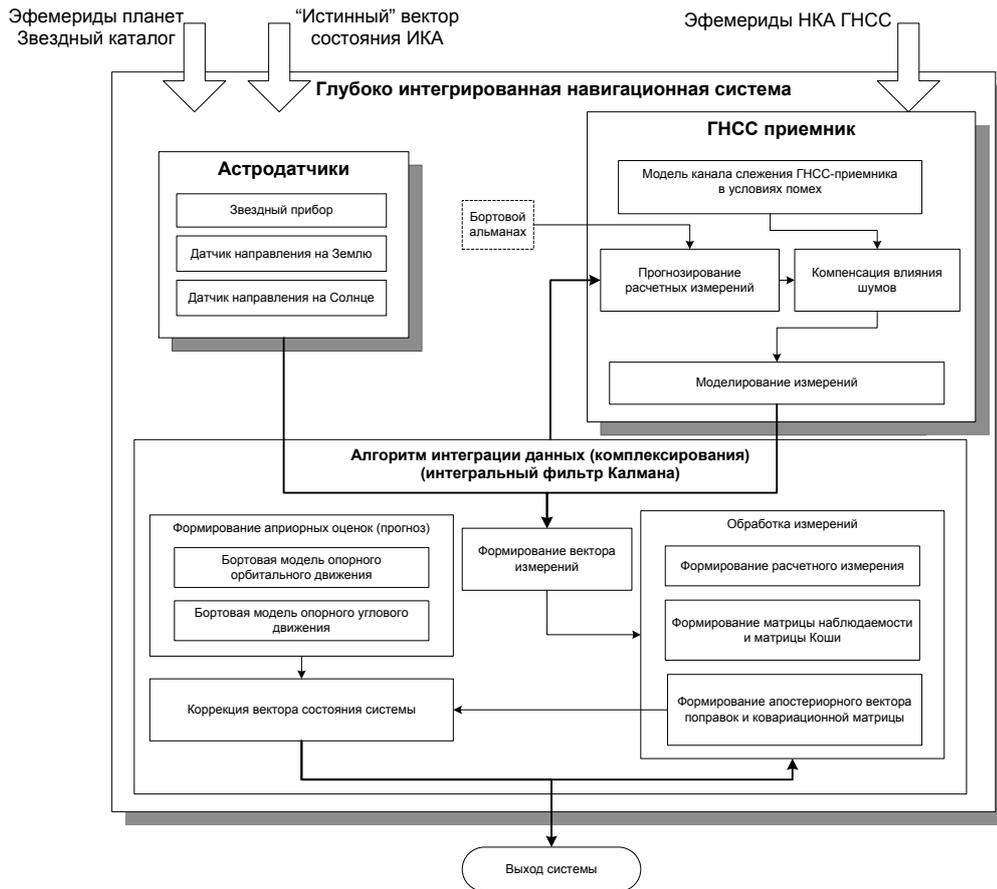


Рис. 4. Функциональная схема бортовой интегрированной системы ЦКА.

Отличительной особенностью данного варианта интегрирования навигационных измерений, поступающих от различных источников, является усложненная структура интегрального фильтра Калмана, непосредственно обрабатывающего измерения астродатчиков и навигационные измерения, формируемые многоканальным GNSS-приемником. Как видно из приведенного рисунка, используемая в глубоко интегрированной архитектуре интеграции данных модель многоканального ГНСС-приемника учитывает влияние помехи на процесс слежения за сигналами НКА и точность формируемых измерений навигационных параметров, кроме того, в модель ГНСС-приемника введена обратная связь от интегрального фильтра (т.н. «навигационная поддержка»), обеспечивающая предварительную настройку контуров слежения за сигналами НКА и работу адаптивных фильтров каналов слежения, обеспечивающих возможность приема сигналов ГНСС при наличии помех [11].

Алгоритм интеграции данных

Основной принцип глубокого интегрирования данных астродатчиков и спутниковой навигации заключается в специальном представлении интегрального фильтра Калмана, использующего прогноз вектора состояния ЦКА на основе нелинейных соотношений и

последовательную обработку измерений спутниковой навигационной системы и показаний астродатчиков. Традиционно алгоритм калмановской фильтрации представим в виде двух процедур: прогноза состояния динамической системы и коррекции оценок состояния за счет поступивших измерений [12,13,14].

Прогноз оценок состояния динамической системы осуществляется путем численного интегрирования системы нелинейных дифференциальных уравнений, представляющих собой, по сути, дифференциальные уравнения возмущенного орбитального и углового движения, описанные в разделе 2 НТО. При этом для прогноза ковариационной матрицы оценок используются линеаризованные в окрестности оценок, вычисленных на предыдущем шаге работы алгоритма, уравнения движения ЦКА.

Выходом уравнения возмущенного движения ЦКА является спрогнозированный на требуемый момент времени вектор $\mathbf{X}_{ЦКА}$ размерности 9x1:

$$\mathbf{X}_{ЦКА} = (x \quad y \quad z \mid V_x \quad V_y \quad V_z \mid \vartheta \quad \psi \quad \gamma)^T. \quad (12)$$

С точки зрения интегрированной навигационной системы данный вектор определяет априорное положение и скорость центра масс ЦКА в абсолютной СК, а также априорные углы ориентации КА в орбитальной СК.

Расширенный вектор состояния системы \mathbf{X} , к компонентам которого формирует поправки $\Delta\mathbf{X}$ интегральный фильтр Калмана, включает также компоненты, характеризующие угловое движение ЦКА, а также составляющие систематических ошибок астрооптических приборов, подлежащие уточнению. Полностью компоненты этого вектора приведены ниже.

Интегральный фильтр Калмана формирует поправки к компонентам расширенного вектора состояния на основе последовательной обработки компонент вектора измерений, включающего кодовые измерения псевдодальности и псевдоскорости, реализуемые ГНСС-приемником, а также измерения звездного датчика, датчиков направления на Солнце и Землю. Помимо углов, непосредственно измеряемых астродатчиками, при решении навигационной задачи также используются углы угол «Звезда-Объект-Земля» (α_{303}) и угол «Солнце-Объект-Земля» (α_{C03}), формируемые как разности соответствующих измерений.

Таким образом, расширенный фазовый вектор, оцениваемый интегральным фильтром Калмана включает 25 компонент. Иными словами, вектор апостериорных поправок к априорному вектору состояния ЦКА включает:

$$\Delta\mathbf{X} = \left(\Delta x \quad \Delta y \quad \Delta z \mid \Delta V_x \quad \Delta V_y \quad \Delta V_z \mid \alpha_{03} \quad \beta \quad \gamma \mid \Delta \cos(\alpha_{ДЗ}) \quad \Delta \sin(\alpha_{ДЗ}) \mid \Delta \vartheta^{сист} \quad \Delta \vartheta^{ортоз} \mid \Delta \psi^{сист} \quad \Delta \psi^{ортоз} \right)^T, \quad (13)$$

$$\left(\Delta \psi_{ДС}^{сист} \quad \Delta \psi_{ДС}^{ортоз} \mid \Delta \vartheta_{ЗД}^{сист} \quad \Delta \vartheta_{ЗД}^{ортоз} \mid \Delta \psi_{ЗД}^{сист} \quad \Delta \psi_{ЗД}^{ортоз} \right)^T$$

где: $(\Delta x \ \Delta y \ \Delta z)$ - поправки к абсолютным координатам ЦКА;

$(\Delta V_x \ \Delta V_y \ \Delta V_z)$ - поправки к компонентам вектора скорости ЦКА в абсолютной СК;

$(\alpha \ \beta \ \gamma)$ - координаты вектора конечного поворота, описывающего отличие вычисленного связанного трехгранника относительно опорного;

$(\Delta \cos(\alpha_{CO3}) \ \Delta \cos(\alpha_{3O3}))$ - оценки систематических погрешностей измерений функции косинуса углов α_{3O3} , α_{CO3} ;

$(\Delta \mathcal{G}_{ДЗ}^{сист} \ \Delta \gamma_{ДЗ}^{сист} \ \Delta \mathcal{G}_{ДЗ}^{ортог} \ \Delta \gamma_{ДЗ}^{ортог})$ - оценки систематических погрешностей измерений датчика направления на Землю;

$(\Delta \psi_{ДС}^{сист} \ \Delta \gamma_{ДС}^{сист} \ \Delta \psi_{ДС}^{ортог} \ \Delta \gamma_{ДС}^{ортог})$ - оценки систематических погрешностей измерений датчика направления на Солнце;

$(\Delta \mathcal{G}_{ЗД}^{сист} \ \Delta \psi_{ЗД}^{сист} \ \Delta \gamma_{ЗД}^{сист} \ \Delta \mathcal{G}_{ЗД}^{ортог} \ \Delta \psi_{ЗД}^{ортог} \ \Delta \gamma_{ЗД}^{ортог})$ - оценки систематических погрешностей измерений звездного датчика.

Моделирование

Для оценки точности разработанной интегрированной астро-спутниковой навигационной системы было проведено имитационное моделирование процесса движения ЦКА. В качестве исходных параметров были взяты типичные для спутников мониторинга и связи орбиты – геостационарная и высокоэллиптическая. Ниже приведены результаты экспериментов для КА на геостационарной орбите. Рисунок 5 соответствует эксперименту без учета влияния искусственной помехи, рисунок 6 – с учетом наличия помехи максимальной мощности.

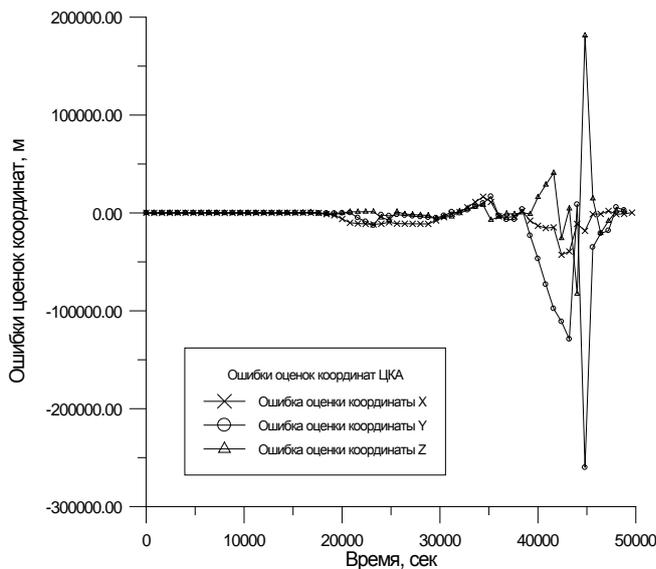


Рис. 5. Ошибки оценок координат ЦКА на ГСО в отсутствие помех

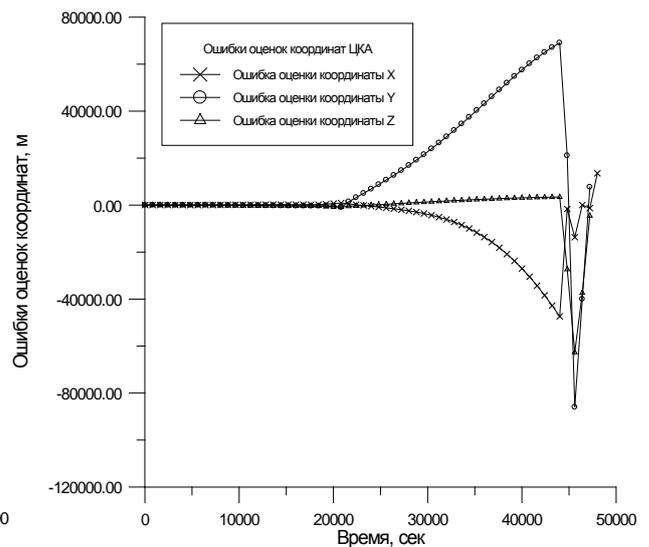


Рис. 6. Ошибки оценок координат ЦКА на ГСО с учетом влияния помехи максимальной мощности

МОЩНОСТИ

Можно отметить общую для всех компонент положения ц.м. ЦКА тенденцию увеличения уровня ошибок оценок и сильного роста их величин в конце эксперимента, т.е. на интервале с 37000 до 46000 секунду. Для объяснения причин, обусловивших такой рост ошибок, обратимся к зависимостям, представленным на рисунках 7, 8.

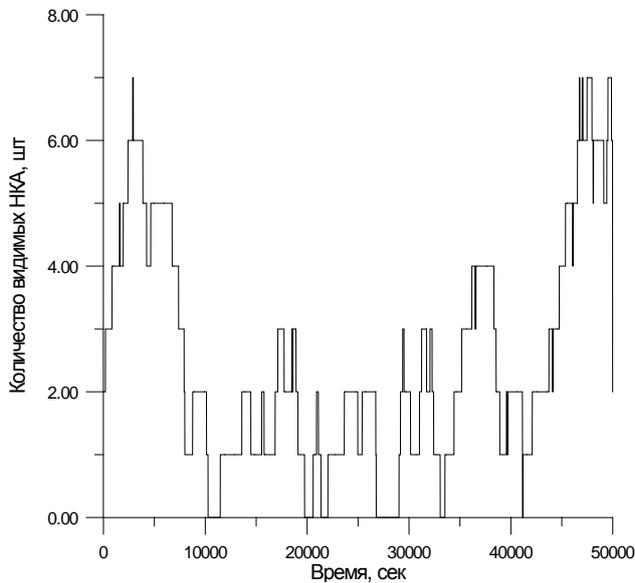


Рис.7. Количество видимых НКА на ГСО в условиях отсутствия помехи.

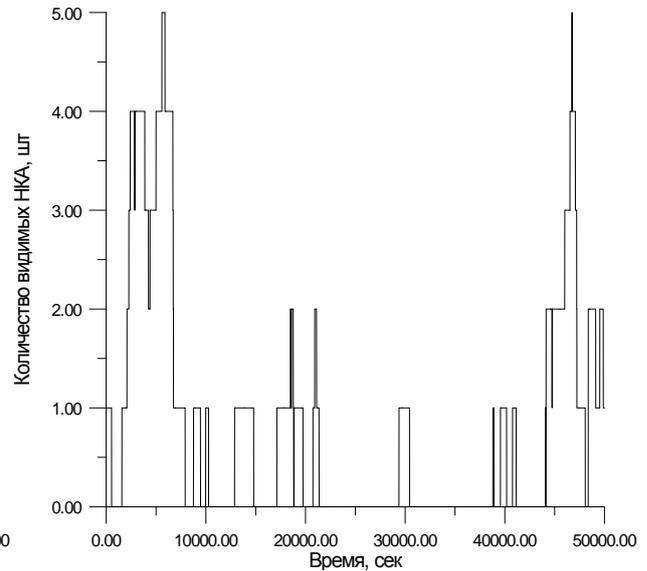


Рис.8. Количество видимых НКА на ГСО в условиях наличия помехи максимальной мощности.

Рисунок 7 иллюстрирует изменение количества видимых НКА в течение эксперимента без учета влияния помехи, рисунок 8 – соответственно при наличии помехи максимальной мощности. Здесь необходимо отметить, что полученные данные о количестве видимых НКА и характере распределения в течение периода ЦКА хорошо коррелируют с результатами натурных испытаний[15].

Совместный анализ предыдущих графиков обнаруживает, как и следовало ожидать, жесткую корреляцию между количеством видимых НКА и точностью навигационных определений.

В частности, ошибка оценки возрастает при количестве видимых НКА менее 2х и далее растет неограниченно, в том случае, когда нет ни одного видимого НКА. Данный факт объясняется тем, что в отсутствие измерений или их недостаточном количестве диагональные элементы ковариационной матрицы увеличиваются в результате прогноза. Однако, в силу отсутствия измерений восстановление ковариационной матрицы не происходит, и, следовательно, не проводится ее коррекция. В результате СКО ошибок оценок положения по

всем координатам начинает неограниченно возрастать вплоть до потери устойчивости интегрального фильтра. Однако при появлении видимых НКА в количестве > 3 интегральный фильтр демонстрирует быструю сходимость навигационного решения до приемлемых величин, что продемонстрировано на конечном участке эксперимента (рисунок 5). Здесь необходимо отметить, что скорость сходимости навигационного решения сильно падает при вынужденном восстановлении ковариационной матрицы, выполняемом по результатам первой коррекции после «длительного» перерыва в измерениях.

На рисунке 6 изображены эволюции ошибок оценок координат ЦКА в условиях наличия помехи максимальной мощности. В силу того, что количество видимых НКА уменьшилось и, как следствие, ГНСС – измерения отсутствуют в течение длительного промежутка времени, уже с четверти витка (около 22000 сек) интегральный фильтр начинает быстро расходиться, вследствие чего ошибки навигационных определений неограниченно растут. Однако, в конце первого полувитка, когда количество видимых спутников становится больше нуля и доходит в течение небольшого промежутка времени до 4х, интегрированной системе удастся провести ряд эффективных, с точки зрения точности навигационных определений коррекций. Это отражается на графике – фильтр начинает сходиться.

На рисунке 6 можно выделить благоприятный, с точки зрения условий работы ГНСС – приемника, участок, который находится в интервале от 0 до 7000 секунд. Эволюции ошибок на этом участке представлены на рисунке 9.

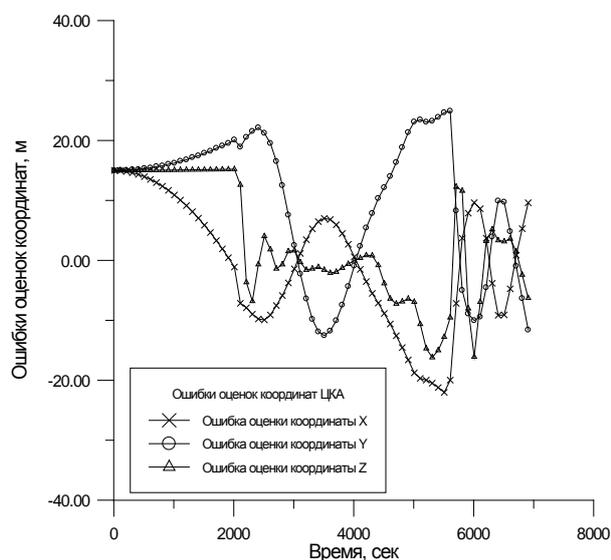


Рис.9. Ошибки оценок координат ЦКА на ГСО на интервале от 0 до 7000 секунды.

Далее будут рассмотрены результаты эксперимента по моделированию работы интегрированной навигационной аппаратуры на борту ЦКА на высокоэллиптической орбите. На рисунке 10 представлены эволюции ошибок оценок координат ЦКА на протяжении чуть больше

одного периода обращения. Нетрудно заметить, что уже с середины витка начинается расходящийся процесс роста ошибок, который не имеет тенденции к затуханию.

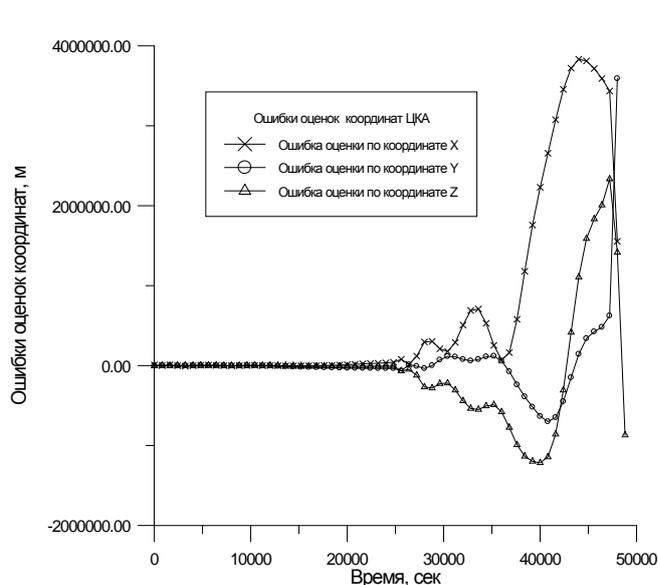


Рис.10. Ошибки оценок координат ЦКА на ВЭО в условиях отсутствия помехи.

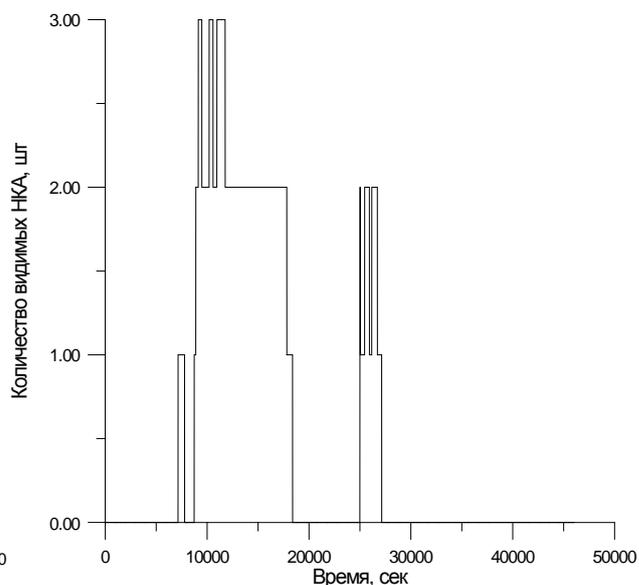


Рис.11. Количество видимых НКА на ВЭО в условиях отсутствия помехи.

Процесс роста ошибок объясняется зависимостью, представленной на рисунке 11, где отображено количество видимых НКА. Следует отметить, что по сравнению с ЦКА на геостационарной орбите высокоэллиптическая орбита содержит мало участков, где в поле зоны видимости антенны попадает хотя бы один сигнал от НКА. Это объясняется тем, что апоцентр высокоэллиптической орбиты близок к радиусу геостационарной орбиты и, следовательно, эта область является единственной, где у этих двух орбит равные условия видимости НКА. В остальных случаях, особенно по мере приближения ЦКА к перигею всю зону обзора ГНСС – антенны закрывает увеличивающаяся в угловом размере Земля.

Проанализировав график на рисунке 11, можно сделать заключение о том, что коррекция положения ЦКА по сигналам ГНСС может быть «успешной» только в интервале от 6000 до 18000 секунд. Зависимость, иллюстрирующая процесс «успешных» навигационных определений ЦКА, представлена на рисунке 12.

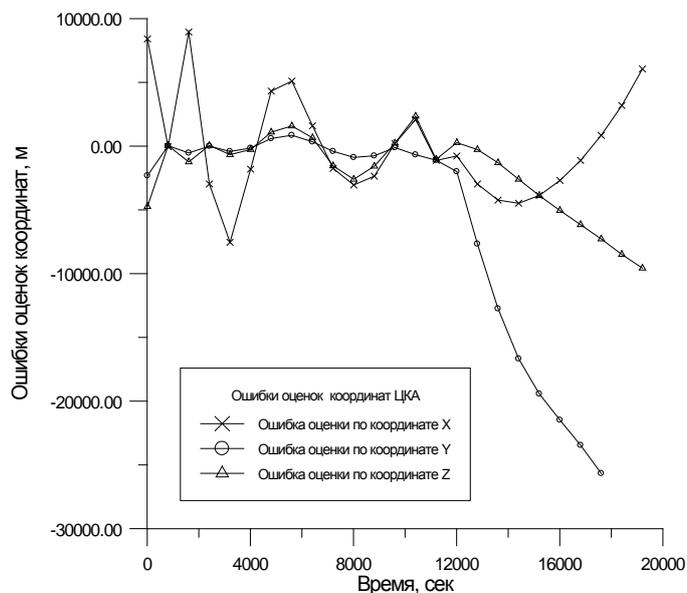


Рис.12. Ошибки оценок координат ЦКА на ВЭО на интервале от 0 до 20000 секунды в условиях отсутствия помех.

Как уже указывалось выше, для ЦКА на высокоэллиптической орбите существует проблема недостаточного количества видимых спутников для осуществления навигационных определений. Это объясняется тем, что приемной антенне для захвата НКА не хватает угла раскрыва, который компенсировал бы увеличивающийся на большей части витка угловой размер Земли. Наличие помехи еще более ухудшает условия наблюдения за НКА, что продемонстрировано на рисунке 14. Нетрудно заметить, что за весь пройденный ЦКА виток только в окрестности апоцентра, в течение небольшого промежутка времени, ГНСС антенна в состоянии принять сигнал максимум 2-х НКА. Данный факт объясняется действием на антенную ГНСС – приемника искусственной помехи. Механизм влияния помехи на условия приема аналогичен описанному для эксперимента с геостационарным ЦКА. Очевидно, что эволюции ошибок определения координат, при таких условиях приема сигналов НКА, будут представлять собой неконтролируемый расходящийся процесс, а ошибки определения ориентации будут значительно превышать ошибки в предыдущей серии экспериментов без помехи. Эволюции ошибок оценок координат на рисунке 13. подтверждают вышесказанное.

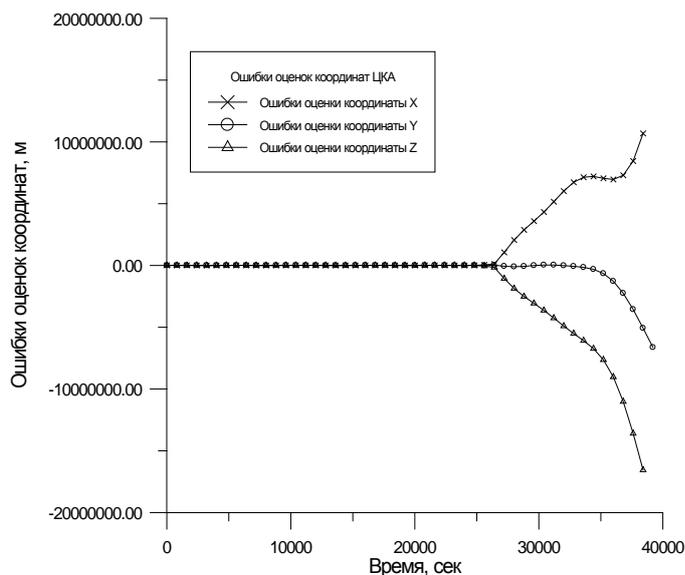


Рис.13. Ошибки оценок координат ЦКА на ВЭО в условиях наличия помехи максимальной мощности.

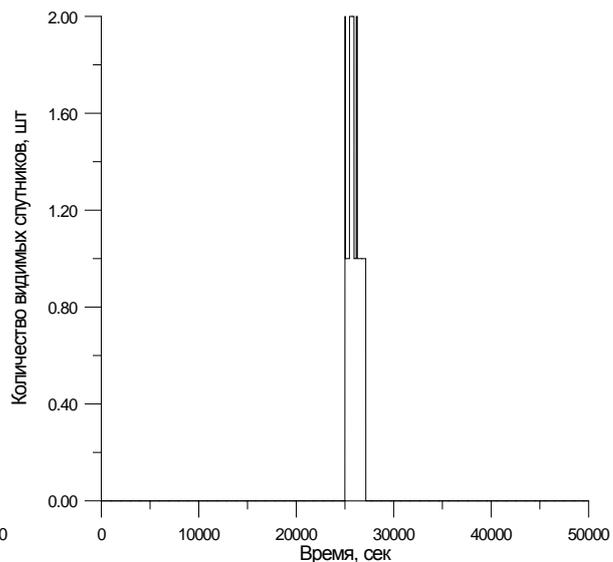


Рис. 14. Количество видимых НКА на ВЭО в условиях наличия помехи максимальной мощности.

Выводы

Подводя итог материалу, приведенному в настоящей статье, можно сделать следующие выводы:

1. Разработано программно-математическое обеспечение, реализующее математические модели и алгоритмы бортовой интегрированной астро-спутниковой навигационной системы, с целью моделирования процесса навигационных определений путем обработки измерений от астроприборов и спутниковой навигационной системы в условиях помех.
2. Проведена отработка созданного программно-математического обеспечения путем имитационного моделирования процесса функционирования интегрированной навигационной системы.
3. Проведен анализ полученных в ходе имитационного моделирования результатов, в результате которого можно сделать следующие утверждения:
 - Разработанная астро-спутниковая интегрированная навигационная система позволяет производить навигационные определения ЦКА, находящегося на геостационарной орбите, в том числе, в условиях действия помех. Точность определения параметров движения ЦКА, находящегося на геостационарной орбите, в условиях видимости 2 и более НКА, при максимальном уровне

возмущающих факторов, в том числе действующей помехи, составляет порядка 8 секунд по периоду обращения, 0,0001 по эксцентриситету;

- Разработанная астро-спутниковая интегрированная навигационная система позволяет производить навигационные определения ЦКА, находящегося на высокоэллиптической орбите, в том числе, в условиях действия помех. Точность определения параметров движения ЦКА, находящегося на высокоэллиптической орбите, в условиях видимости 2 и более НКА, при максимальном уровне возмущающих факторов, в том числе действующей помехи, составляет порядка 40 секунд по периоду обращения, 0,004 по эксцентриситету;
- Разработанное аппаратно-программное решение пригодно для формирования навигационных оценок при функционировании в условиях искусственных помех различных типов и диапазонов частотно-мощностных характеристик.

Библиографический список

- 1 Малышев В.В., Красильщиков М.Н. и др. Системы спутникового мониторинга, М.: МАИ, 2000.
- 2 Основы синтеза систем летательных аппаратов, под редакцией Лебедева А.А., М. МАИ, 1996.
- 3 Решетнев М.Ф., Лебедев А.А., Бартенев В.А., Красильщиков М.Н., Малышев В.А., Малышев В.В. Управление и навигация искусственных спутников Земли на околокруговых орбитах, М. Машиностроение, 1988.
- 4 Дубошин Г.Н. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. М.: Наука, 1976.
- 5 Cunningham Leland E. On the computation of the spherical harmonic term needed during the numerical integration of the orbital motion of an artificial satellite. *Celestial Mechanics* 2 (1970).
- 6 “Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли” (ГОСТ 25645.115-84)
- 7 Жданюк Б. Ф. Основы статистической обработки траекторных измерений. М.: Машиностроение, 1978.

- 8 IERS Technical Note 13. IERS Standards (1992). Ed. Dennis D. McCarthy, US Naval Observatory. July 1992.
- 9 Раушенбах Б.В. Токарь Е.Н. Управление ориентации космических аппаратов. М.: Наука 1974.
- 10 C. Arbinger, W. Enderle, L. Fraiture and O. Wagner: A New Algorithm (STAR) for Cycle Ambiguity Resolution within GPS based Attitude Determination; Proceedings of 4th ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems; ESTEC Noordwijk; 1999.
- 11 Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов. Под редакцией М.Н. Красильщикова и Г.Г. Себрякова, М., Физматлит, 2009
- 12 Красильщиков М.Н., Дишель В.Д., Сыпало К.И., Козорез Д.А. Формирование облика интегрированной навигационной системы малого ИСЗ на основе GPS/ГЛОНАСС технологий, Изв. РАН Теория и системы управления, 2001 г. №6
- 13 Красильщиков М.Н., Сыпало К.И., Козорез Д.А. "Интегрированная навигационная система вертолета" часть 1; "Математические модели и алгоритмы". Авиакосмическое приборостроение, №6, 2004, стр. 32-40.
- 14 Красильщиков М.Н., Сыпало К.И., Козорез Д.А. "Интегрированная навигационная система вертолета" часть 2; "Результаты моделирования". Авиакосмическое приборостроение, №6, 2004, стр. 40-50.
- 15 Булынин Ю.Л., Гречкосеев А.К., Гречкосеева Д.Д. Результаты баллистико-навигационного обеспечения геостационарных спутников ОАО «Информационные спутниковые системы» им. академика М.Ф.Решетнева. 15-я международная научная конференция «СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ, УПРАВЛЕНИЕ И НАВИГАЦИЯ». Материалы конференции, Евпатория, Украина, 2010.

Сведения об авторах

Кружков Дмитрий Михайлович; аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета); тел.:+7-917-552-20-85; email: kruzchkovd@mail.ru