

Российская Академия Наук

Ордена Ленина

Институт прикладной математики

им. М.В. Келдыша

Э.Л. Аким, М.А. Капралов, В.А. Степаньянц, А.Г. Тучин, Д.А. Тучин

**Определение параметров движения космического аппарата
бортовой навигационной системой
по измерениям псевдоскорости и псевдодальности
спутниковых навигационных систем**

Москва
2004

Аннотация

Э.Л. Аким, В.А. Степаньянц, А.Г. Тучин, Д.А. Тучин

Определение параметров движения космического аппарата бортовой навигационной системой по измерениям псевдоскорости и псевдодалности спутниковых навигационных систем

В работе рассмотрены основные принципы построения бортовой автономной навигационной системы, представлена структура программного комплекса, описана модель измерений, приведена интерпретация используемых измерений, модель динамической системы, приведены алгоритмы определения параметров движения. Приведены результаты априорных оценок точности определения параметров движения, а также результаты моделирования работы этих алгоритмов.

E.L. Akim, V.A. Stepaniants, A.G. Tuchin, D.A. Tuchin

Parameter determination of the spacecraft by the onboard navigation system on measurements of doppler and pseudorange of space satellite systems

There are described in the work basic principals of the autonomous navigation system constructing. There are represented a structure of program complex, a model of dynamic system and motion parameters determination algorithms. The results of a priory accuracy determination of the motion parameters are given, the results of modeling of algorithm working are presented as well.

Введение

Навигация является основой управления полетом космических аппаратов (КА). Она является основой управления космическим экспериментом на борту КА, является неотъемлемой частью интерпретации результатов этих экспериментов. В настоящее время для навигационного обеспечения полета КА используется сеть наземных станций траекторных измерений и центров обработки этой информации. Несмотря на большой положительный опыт обеспечения навигации КА сетью наземных станций, имеются сложности в применении этой сети. Поддержание, развитие и эксплуатация сети наземных станций составляют значительную часть стоимости космических проектов. Ограниченность территории расположения отечественных наземных станций не может обеспечить проведение измерений в любой точке орбиты, что отражается на точности определения параметров движения КА. Автономная навигационная система способна сократить затраты на баллистико-навигационное обеспечение полета КА и повысить примерно на порядок точность определения траектории на всех участках полета [1].

В настоящее время в космосе работают спутниковые навигационные системы: ГЛОНАСС, GPS, в перспективе – GALILEO (Европейское космическое агенство) [2-4]. Эти системы широко и успешно используются в морской навигации, в авиации, в мониторинге автомобильного транспорта, а также в геодезии, строительстве, мониторинге подвижек земной коры. Надежность существующих наземных систем позволяет применять их в автоматических контурах управления. Применение средств космической навигации в бортовой системе управления КА предъявляет более высокие требования к надежности работы навигационной системы.

Традиционно применяемые и разрабатываемые автономные навигационные системы ориентированы на КА, которые не удаляются от поверхности Земли более чем на 2000 км, и тем самым не выходят за пределы непрерывного навигационного поля. Навигационные алгоритмы основаны на тех же принципах, что и приемники наземного применения, или их модификации. После получения вектора состояния и его ковариационной матрицы происходит их увязка законами динамики полета (сглаживание) и определение параметров орбиты. Таким образом, определение параметров движения КА находится в прямой зависимости от возможности определения вектора состояния по одномоментным измерениям. Недостатки такого подхода состоят в следующем:

– имеются ограничения по составу измерений — количество видимых навигационных КА (НКА) в один момент времени должно быть не менее четырех,

- одно аномальное первичное измерение влечет за собой аномально определенный вектор состояния и потерю других измерений,
- не обеспечивается возможность определения орбиты в разрывном навигационном поле (высоко эллиптические орбиты и геостационарные орбиты).

Представленные в работе навигационные алгоритмы устраняют эти недостатки. Алгоритмы основаны на принципе увязки законами динамики полета КА первичных измерений псевдоскорости и псевдодальности по протяженной мерной базе. Априорные оценки точности определения параметров движения КА и анализ возможностей предлагаемого метода приведены в отчете [1].

В построении навигационных алгоритмов используются статистические модели ошибок измерений и трех служебных параметров приемника. Служебные параметры включают: смещение шкалы времени приемника относительно шкалы времени космической системы (идеальной шкалы), уход частоты задающего генератора и сдвиг фазы генерации псевдошумовой последовательности. В ИПМ разработаны методы, выполнены исследования и получены в результате анализа измерений на длительной мерной базе статистические характеристики ошибок измерений системы GPS при использовании наземных приемников различных типов и отдельных приемников, установленных на борту КА (СНАМР и др.) [5-7]. Выполнены исследования и построена модель ионосферной составляющей ошибки [8]. Разработана система моделирования измерений для приемника, установленного на борту КА. Для предполагаемого поведения служебных параметров в космосе использованы результаты обработки измерений годовой мерной базы наземного приемника, сконструированного и изготовленного в РНИИ КП и установленного в ИПМ. Зависимости между измеренными и расчетными значениями описываются динамической системой 9-го порядка, состоящий из кинематических параметров движения КА и трех служебных параметров. Шум в этой динамической системе присутствует не только в канале наблюдения, но и в динамических связях, описывающих поведение системы во времени. Алгоритм оценки фазового вектора динамической системы такого типа рассмотрен в [9].

В работе рассмотрены основные принципы построения бортовой автономной навигационной системы, представлена структура программного комплекса, описана модель измерений, приведена интерпретация используемых измерений, модель динамической системы, приведены алгоритмы определения параметров движения. Приведены результаты

априорных оценок точности определения параметров движения, а также результаты моделирования работы этих алгоритмов по игровой информации.

1. Бортовая навигационная система

Рассмотрим логику работы бортовой навигационной системы, в которой используется алгоритм, применяющий законы динамики полета КА на этапе обработки измерений псевдоскорости и псевдодалности.

С борта НКА излучаются сигналы, содержащие навигационные сообщения и псевдошумовую последовательность. Навигационные сообщения передаются в форме пакетов, в состав которых входит временная метка, привязанная к шкале времени навигационной системы. Пакеты навигационных сообщений и псевдошумовая последовательность передаются синхронно с разных аппаратов системы, что достигается синхронизацией часов навигационных спутников. Параметры, позволяющие вычислить разницу между временной меткой навигационной системы и временной меткой конкретного навигационного КА, передаются в составе навигационных сообщений.

Приемник навигационных сигналов принимает навигационные сообщения и измеряет псевдодалность и псевдоскорость по совокупности каналов. Измеренные значения привязываются к шкале времени приемника. Если сигналы навигационных спутников поступают от нескольких навигационных КА, то измерения проводятся одновременно (синхронно). Совокупность измерений и навигационных сообщений передается в систему определения параметров движения.

Под измеренным значением псевдодалности понимается сдвиг псевдошумовой последовательности, полученный от навигационного спутника, относительно опорной псевдошумовой последовательности, сформированной приемником. Под измеренным значением псевдоскорости понимается среднее значение полного (нециклического) набега фазы доплеровского сдвига частоты на интервале от момента предыдущего измерения до текущего. Блок может использовать как исходные измерения псевдоскорости и псевдодалности, так и их разности – на один и тот же момент времени (для разных навигационных спутников) и на соседние моменты времени (для одного навигационного спутника).

Если использовать исходные измерения псевдоскорости и псевдодалности, то измеренные функции будут зависеть от трех служебных параметров приемника: сдвига времени регистрации измерений относительно шкалы времени навигационной системы, сдвига фазы псевдошумовой последовательности относительно псевдошумовых

последовательностей, излучаемых с борта навигационных спутников, и ухода частоты задающего генератора относительно номинального значения. Оцениваемым вектором в этом случае является 9-ти мерный вектор, содержащий, наряду с кинематическими параметрами движения КА, три служебных параметра. Переход к разностным измерениям псевдоскорости и псевдодальности позволяет исключить из состава уточняемых параметров уход частоты задающего генератора и сдвиг фазы псевдошумовой последовательности соответственно.

Функциональная схема навигационной системы показана на рис. 1.

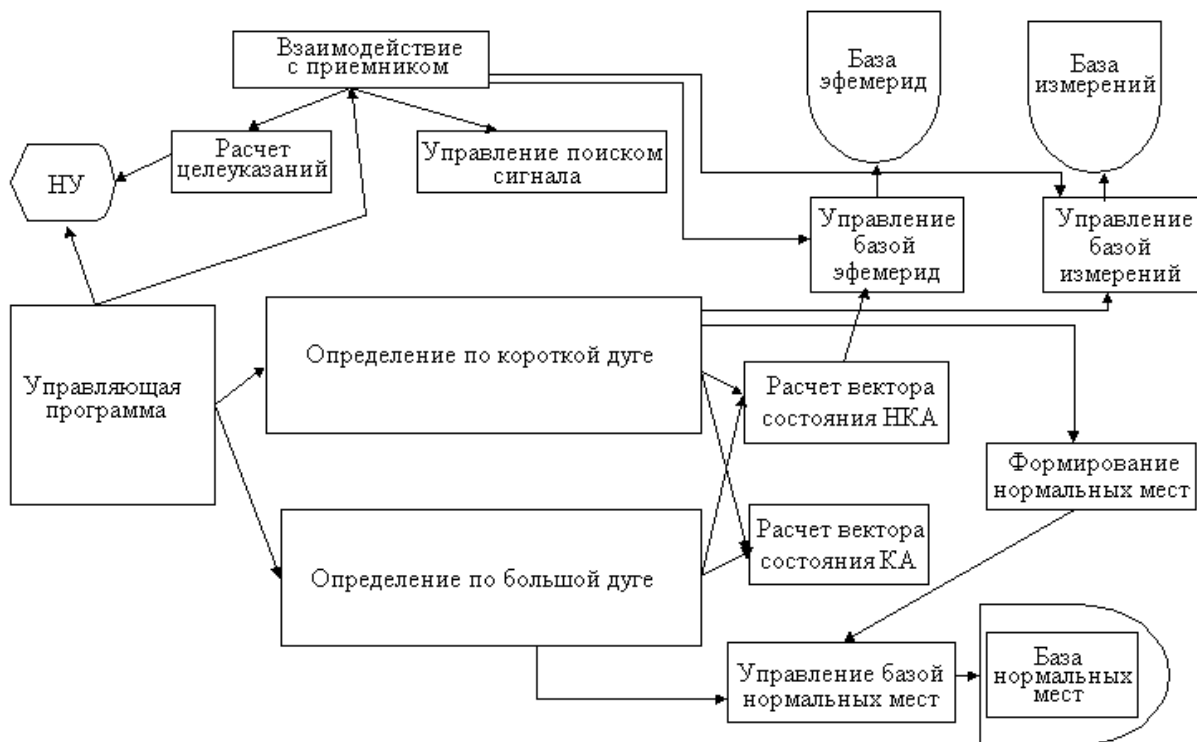


Рис. 1. Функциональная схема системы

Система состоит из следующих блоков:

- управляющего;
- взаимодействия с приемником;
- расчета целеуказаний;
- управления поиском сигнала;
- управления базой эфемерид;
- управления базой измерений;
- расчета вектора состояния НКА;
- расчета вектора состояния КА;
- определения по короткой дуге;
- построения нормальных мест;

- управления базой нормальных мест;
- определения по большой дуге.

В системе циркулирует следующая информация:

- начальные условия;
- эфемериды НКА;
- измерения;
- нормальные места.

Эфемериды НКА, измерения и нормальные места используются на протяженном интервале времени. Поэтому для их хранения предусмотрены соответствующие базы данных.

Управляющая часть выполняет следующие функции:

- управление коррекцией шкалы времени приемника;
- управление сменой НУ для расчета целеуказаний;
- включение при необходимости блока поиска сигнала;
- установка режима работы блока определения по короткой дуге;
- включение блока определения по большой дуге.

Блок взаимодействия с приемником обеспечивает прием поступающих из приемника эфемеридных сообщений, альманахов, измерений псевдоскорости и псевдодалности спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС и GPS, а также передачу приемнику целеуказаний, обеспечивающих прием сигналов от навигационных спутников.

Блок расчета целеуказаний планирует работу приемника, назначая навигационным спутникам каналы приемника для приема сигналов от них. При этом он определяет видимые на текущий момент навигационные спутники. Если в зоне видимости появился новый навигационный спутник, то ему назначается новый канал приемника. Для каналов приемника, которым поставлены в соответствие навигационные спутники, выполняется расчет прогнозируемого значения псевдоскорости, скорости изменения псевдоскорости (ускорения) и диапазона разбросов ошибок прогноза.

Блок управления поиском сигнала включается в работу по команде управляющего блока в том случае, если целеуказания не позволяют принимать сигналы навигационных спутников. Этот блок обеспечивает сканирование диапазона частот сигналов навигационных спутников с учетом априорных знаний об орбите КА.

Блок управления базой эфемерид сохраняет эфемеридные данные навигационных спутников на интервале времени, в течение которого они могут потребоваться в задаче определения параметров движения.

Блок управления базой измерений сохраняет измерения на интервале времени, который необходим для определения параметров движения блоку определения по короткой дуге. Величина этого интервала зависит от типа орбиты и должна быть достаточной для определения параметров движения только по измерениям псевдоскорости с точностью, необходимой для раскрытия неоднозначности измерений псевдодальности.

Блок расчета вектора состояния НКА обеспечивает расчет векторов состояния навигационных спутников по алгоритмам интерфейсных документов навигационных систем с использованием эфемеридных данных.

Блок расчета вектора состояния КА использует начальные условия, содержащие момент времени и вектор состояния. Блок обеспечивает расчет вектора состояния и матрицы частных производных этого вектора по начальному вектору на заданное время.

Блок определения по короткой дуге, обрабатывая измерения псевдоскорости и псевдодальности, получает оценку вектора состояния на момент последнего измерения, оценку сдвига временной шкалы приемника относительно шкалы времени навигационной системы, а также нормальные места измерений скорости и дальности, которые используются в дальнейшем блоком определения по большой дуге.

Блок определения по короткой дуге может работать на любой комбинации исходных и разностных измерений.

Режим работы блока определяет управляющий блок. Дополнительной управляющей информацией является:

- количество итераций при определении;
- использование или не использование вектора состояния, полученного на предыдущем интервале обработки, в качестве априорной информации.

После получения оценки вектора состояния и определения временного сдвига между шкалами производится коррекция временной шкалы приемника. Коррекция временной шкалы происходит по специальной команде, передаваемой из системы определения параметров движения в приемник. Т.к. для получения оценки используются измерения, сделанные в разные моменты времени, необходимо обеспечить учет всех сдвигов шкалы времени приемника. Это можно обеспечить, если учитывать все коррекции шкалы времени приемника. Приемник не корректирует свою шкалу времени без команды.

В качестве априорной информации для временного сдвига шкалы можно использовать временную метку, полученную от одного из навигационных спутников. Это возможно, т.к. время регистрации измерения по шкале времени навигационной системы должно отличаться от момента, соответствующего секундной метке плюс время

распространения сигнала, на небольшую величину, определяемую необходимостью одновременной регистрации сигналов, поступающих от разных навигационных спутников. Так как время распространения сигнала от навигационного КА до КА потребителя заведомо меньше одной секунды, то можно считать, что априорное знание сдвига временной шкалы приемника не хуже одной секунды.

Блок построения нормальных мест формирует нормальные места измерений взаимной дальности и скорости между КА и навигационными спутниками, используя оценки значений служебных параметров. Среднеквадратические отклонения нормальных мест вычисляются с учетом точности определения служебных параметров. Типы нормальных мест соответствуют типам измерений.

Блок управления базой нормальных мест обеспечивает сохранение нормальных мест на интервале длительностью, которая необходима задаче определения параметров движения по большой дуге.

Блок определения по большой дуге обеспечивает определение параметров движения по нормальным местам на протяженной мерной базе. Наряду с кинематическими параметрами движения этот блок может уточнять баллистический коэффициент и коэффициент давления солнечной радиации.

2. Модель измерений

Модель измерений — это описание измеряемых функций и среднеквадратических отклонений (СКО) измерений. Рассмотрим исходные измерения псевдоскорости и псевдодальности, одномоментные разности исходных измерений разных навигационных спутников, а также приращения исходных измерений на секундном интервале. При рассмотрении измеряемых функций будем вычислять частные производные этих функций по вектору кинематических параметров КА и служебных параметров приемника.

2.1 Измерение псевдоскорости

Измеряемая функция этого типа измерений имеет вид:

$$\Psi_{RR,k}(t - \Delta\tau) = \frac{(\vec{r}_{KA}(t - \Delta\tau) - \vec{r}_{HKA,k}(t_{uzl,k}), \vec{v}_{KA}(t - \Delta\tau) - \vec{v}_{HKA,k}(t_{uzl,k}))}{|\vec{r}_{KA}(t - \Delta\tau) - \vec{r}_{HKA,k}(t_{uzl,k})|} + \Delta f + \delta_{RR}, \quad (2.1)$$

где

$\Psi_{RR,k}$	– значение псевдоскорости, измеренное между КА и k -ым НКА;
t	– время регистрации сигнала в шкале времени приемника;
$\Delta\tau$	– смещения шкалы времени приемника относительно шкалы времени навигационной системы (идеальной шкалы);
$t_{узл,k}$	– время излучения сигнала k -го НКА в шкале навигационной системы;
$\vec{r}_{КА} = \{x, y, z\}^T$	– вектор положения КА в момент регистрации сигнала;
$\vec{v}_{КА} = \{v_x, v_y, v_z\}^T$	– вектор скорости КА в момент регистрации сигнала;
$\vec{r}_{НКА,k} = \{x_{НКА,k}, y_{НКА,k}, z_{НКА,k}\}^T$	– вектор положения k -го НКА в момент излучения сигнала, отнесенный к моменту регистрации;
$\vec{v}_{НКА,k} = \{v_{xНКА,k}, v_{yНКА,k}, v_{zНКА,k}\}^T$	– вектор скорости k -го НКА в момент излучения сигнала, отнесенный к моменту регистрации;
Δf	– уход частоты задающего генератора приемника, выраженный в размерности скорости;
δ_{RR}	– аппаратная ошибка измерения псевдоскорости.

Обозначим через σ_{RR} СКО измерений определяемое среднеквадратическим отклонением аппаратной ошибки δ_{RR} . Частные производные измеряемой функции по вектору кинематических параметров $\{x, y, z, v_x, v_y, v_z\}^T$ и служебным параметрам $\Delta\tau$ и Δf вычисляются по следующим формулам:

$$\frac{\partial \Psi_{RR,k}}{\partial x} = \frac{v_x - v_{xНКА,k}}{|\vec{r}_{КА} - \vec{r}_{НКА,k}|} - \frac{\Psi_{RR,k}}{|\vec{r}_{КА} - \vec{r}_{НКА,k}|^2} (x - x_{НКА,k}); \quad (2.2)$$

$$\frac{\partial \Psi_{RR,k}}{\partial y} = \frac{v_y - v_{yНКА,k}}{|\vec{r}_{КА} - \vec{r}_{НКА,k}|} - \frac{\Psi_{RR,k}}{|\vec{r}_{КА} - \vec{r}_{НКА,k}|^2} (y - y_{НКА,k});$$

$$\frac{\partial \Psi_{RR,k}}{\partial z} = \frac{v_z - v_{zНКА,k}}{|\vec{r}_{КА} - \vec{r}_{НКА,k}|} - \frac{\Psi_{RR,k}}{|\vec{r}_{КА} - \vec{r}_{НКА,k}|^2} (z - z_{НКА,k});$$

$$\frac{\partial \Psi_{RR,k}}{\partial v_x} = \frac{x - x_{HKA,k}}{|\vec{r}_{KA} - \vec{r}_{HKA,k}|}; \quad \frac{\partial \Psi_{RR,k}}{\partial v_y} = \frac{y - y_{HKA,k}}{|\vec{r}_{KA} - \vec{r}_{HKA,k}|}; \quad \frac{\partial \Psi_{RR,k}}{\partial v_z} = \frac{z - z_{HKA,k}}{|\vec{r}_{KA} - \vec{r}_{HKA,k}|};$$

$$\frac{\partial \Psi_{RR,k}}{\partial \Delta \tau} = \frac{|\vec{v}_{KA} - \vec{v}_{HKA,k}|^2}{|\vec{r}_{KA} - \vec{r}_{HKA,k}|} + \frac{(\vec{r}_{KA} - \vec{r}_{HKA,k}, \vec{w}_{KA} - \vec{w}_{HKA,k})}{|\vec{r}_{KA} - \vec{r}_{HKA,k}|}, \text{ где } \vec{w}_{KA} - \text{ вектор ускорения КА,}$$

$\vec{w}_{HKA,k}$ – вектор ускорения k-го НКА;

$$\frac{\partial \Psi_{RR,k}}{\partial \Delta f} = 1.$$

2.2 Разностное измерение псевдоскорости

Измеряемая функция этого типа измерений представляет собой разность между измеряемыми функциями исходных измерений псевдоскорости разных аппаратов:

$$\Psi_{\Delta RR,k,m}(t - \Delta \tau) = \Psi_{RR,k}(t - \Delta \tau) - \Psi_{RR,m}(t - \Delta \tau). \quad (2.3)$$

В этой измеряемой функции исключена зависимость измеренного значения от ухода частоты задающего генератора Δf . Частные производные получаются как разности частных производных соответствующих измеряемых функций. СКО разностного измерения псевдодальности составляет $\sqrt{2}\sigma_{RR}$.

2.3 Приращение измерения псевдоскорости

Измеряемая функция этого типа измерений – это разность между измеряемыми функциями исходных измерений на моменты времени соседних измерений t_i и t_{i-1} :

$$\Psi_{\nabla RR,k}(t_i - \Delta \tau) = \Psi_{RR,k}(t_i - \Delta \tau) - \Psi_{RR,k}(t_{i-1} - \Delta \tau). \quad (2.4)$$

Эта измеряемая функция зависит от неизвестного приращения частоты задающего генератора на интервале времени от t_i до t_{i-1} . СКО в этом случае составляет

$\sqrt{2\sigma_{RR}^2 + \sigma_f^2}$, где σ_f – среднее значение изменения частоты бортового задающего

генератора на интервале между измерениями. Производные измеряемой функции по вектору кинематических параметров на момент t_i и сдвигу шкалы времени приемника

$\Delta \tau$ вычисляются по формуле:

$$\frac{\partial \Psi_{\nabla RR,k}(t_i - \Delta \tau)}{\partial q} = \frac{\partial \Psi_{RR,k}}{\partial q} \Big|_{t=t_i} - \frac{\partial \Psi_{RR,k}}{\partial q} \Big|_{t=t_{i-1}} \cdot \frac{\partial q(t_{i-1})}{\partial q(t_i)}, \quad (2.5)$$

где

- $q = \{x, y, z, v_x, v_y, v_z, \Delta\tau\}$ – расширенный вектор состояния;
- $\frac{\partial q(t_{i-1})}{\partial q(t_i)}$ – матрица Якоби, содержащая производные компонент расширенного вектора состояния на момент t_{i-1} по компонентам вектора состояния на момент t_i .

2.4 Измерение псевдодальности

Измеряемая функция псевдодальности имеет вид:

$$\Psi_{R,k}(t - \Delta\tau) = \left| \bar{r}_{КА}(t - \Delta\tau) - \bar{r}_{НКА,k}(t_{узн,k}) \right| + c\Delta T_{НКА,k} + \Delta\varphi + \delta_{ион,k} + \delta_R, \quad (2.6)$$

где

- $\Delta\varphi$ – сдвиг фазы псевдошумовой последовательности относительно псевдошумовых последовательностей, излучаемых с борта навигационных спутников на момент регистрации сигнала;
- $\Delta T_{НКА,k}$ – сдвиг фазы генерации псевдошумовой последовательности k-ым НКА (передается в навигационном сообщении);
- $\delta_{ион,k}$ – ионосферная составляющая ошибки измерения псевдодальности от k-го НКА;
- σ_R – аппаратурная ошибка измерения псевдодальности.

Обозначим через σ_R СКО измерений определяемое среднеквадратическим отклонением аппаратурной ошибки δ_R , а через $\sigma_{ион,k}$ – СКО ионосферной составляющей ошибки измерения псевдодальности от k-го навигационного спутника, тогда СКО измерения псевдодальности составляет $\sqrt{\sigma_R^2 + \sigma_{ион,k}^2}$.

При формировании СКО ионосферной составляющей ошибки использовался следующий эмпирический алгоритм, построенный с использованием обработки измерений, полученных двухчастотным приемником, установленным на КА “Champ” [8]. Находилась точка M, принадлежащая отрезку, соединяющему навигационный спутник и КА, и удаленная на минимальное расстояние от центра Земли.

Определялся коэффициент k_1 в зависимости от удаления точки М от поверхности Земли. Пусть ξ_M – расстояние от точки М до центра Земли, тогда

$$k_1 = \begin{cases} 1, & \xi_M < R_3 + H \\ \frac{H}{\xi_M - R_3}, & \xi_M \geq R_3 + H \end{cases}$$

где R_3 – экваториальный радиус Земли, а H – максимум электронной концентрации (420км).

Вычислялся коэффициент k_2 , равный косинусу угла между направлениями от центра на точку М и Солнце.

СКО ионосферной ошибки $\sigma_{ион,k}$ измерения псевдодальности находилось из соотношения:

$$\sigma_{ион,k} = \begin{cases} k_1 \cdot \sigma_{ночь}, & k_2 < 0 \\ k_1 \cdot k_2^2 \cdot \sigma_{день}, & k_2 \geq 0 \end{cases}, \text{ где } \sigma_{ночь} = 5\text{м}, \sigma_{день} = 300\text{м}.$$

Частные производные измеряемой функции по вектору кинематических параметров $\{x, y, z, v_x, v_y, v_z\}^T$ и служебным параметрам $\Delta\tau$ и $\Delta\varphi$ вычисляются по следующим формулам:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \Psi_{R,k}}{\partial x} &= \frac{x - x_{НКА,k}}{|\bar{r}_{КА} - \bar{r}_{НКА,k}|}; & \frac{\partial \Psi_{R,k}}{\partial y} &= \frac{y - y_{НКА,k}}{|\bar{r}_{КА} - \bar{r}_{НКА,k}|}; & \frac{\partial \Psi_{R,k}}{\partial z} &= \frac{z - z_{НКА,k}}{|\bar{r}_{КА} - \bar{r}_{НКА,k}|}; & (2.7) \\ \frac{\partial \Psi_{R,k}}{\partial v_x} &= 0; & \frac{\partial \Psi_{R,k}}{\partial v_y} &= 0; & \frac{\partial \Psi_{R,k}}{\partial v_z} &= 0; & \frac{\partial \Psi_{R,k}}{\partial \Delta\tau} &= \frac{(\bar{r}_{КА} - \bar{r}_{НКА,k}, \bar{v}_{КА} - \bar{v}_{НКА,k})}{|\bar{r}_{КА} - \bar{r}_{НКА,k}|}; & \frac{\partial \Psi_{R,k}}{\partial \Delta\varphi} &= 1. \end{aligned}$$

2.5 Разностное измерение псевдодальности

Измеряемая функция этого типа измерений представляет собой разность между измеряемыми функциями исходных измерений псевдоскорости разных НКА:

$$\Psi_{\Delta R,k,m}(t - \Delta\tau) = \Psi_{R,k}(t - \Delta\tau) - \Psi_{R,m}(t - \Delta\tau). \quad (2.8)$$

Измеряемая функция не зависит от сдвига фазы псевдошумовой последовательности $\Delta\varphi$. Частные производные получаются как разности частных производных псевдодальностей соответствующих навигационных спутников. СКО ошибки разностного измерения псевдодальности составляет $\sqrt{2\sigma^2_R + \sigma^2_{ион,k} + \sigma^2_{ион,m}}$.

2.6 Приращения измерения псевдодальности

Измеряемая функция этого типа измерений — это разность между измеряемыми функциями исходных измерений на моменты времени соседних измерений t_i и t_{i-1} :

$$\Psi_{\nabla R,k}(t_i - \Delta\tau) = \Psi_{R,k}(t_i - \Delta\tau) - \Psi_{R,k}(t_{i-1} - \Delta\tau). \quad (2.9)$$

СКО ошибки в этом случае равно $\sqrt{2\sigma^2_R + \sigma^2_{\text{фаз}}}$, где $\sigma_{\text{фаз}}$ — среднее значение приращения сдвига фазы между измерениями. Производные измеряемой функции по вектору кинематических параметров на момент t_i и сдвигу шкалы времени приемника $\Delta\tau$ вычисляются по формуле:

$$\frac{\partial \Psi_{\nabla R,k}(t_i - \Delta\tau)}{\partial q} = \frac{\partial \Psi_{R,k}}{\partial q} \Big|_{t=t_i} - \frac{\partial \Psi_{R,k}}{\partial q} \Big|_{t=t_{i-1}} \cdot \frac{\partial q(t_{i-1})}{\partial q(t_i)}. \quad (2.10)$$

3. Модель динамической системы

Определение параметров движения КА основано на использовании измеряемых функций, явно зависящих от служебных параметров приемника. Поэтому наряду с уточнением кинематических параметров движения КА необходимо уточнять служебные параметры приемника. Случайные последовательности, описывающие поведение служебных параметров во времени, представляются процессами авторегрессии 1-го порядка:

$$\Delta\tau_{i+1} = \Delta\tau_i + \varepsilon_{\Delta\tau,i}, \quad \Delta\varphi_{i+1} = \Delta\varphi_i + \varepsilon_{\Delta\varphi,i}, \quad \Delta f_{i+1} = \Delta f_i + \varepsilon_{\Delta f,i}, \quad (3.1)$$

где

- $\Delta\tau_i$ — сдвиг шкалы времени приемника относительно шкалы времени системы на момент i -го измерения;
- $\varepsilon_{\Delta\tau,i}$ — случайная величина, описывающая изменение сдвига шкалы времени приемника между i -ым и $i+1$ -ым измерениями;
- $\Delta\varphi_i$ — сдвиг фазы псевдошумовой последовательности относительно псевдошумовых последовательностей, излучаемых с борта навигационных спутников на момент регистрации сигнала;
- $\varepsilon_{\Delta\varphi,i}$ — случайное изменение сдвига фазы псевдошумовой последовательности между i -ым и $i+1$ -ым измерениями;
- Δf_i — уход частоты задающего генератора на момент i -го измерения;
- $\varepsilon_{\Delta f,i}$ — случайное изменение ухода частоты задающего генератора между i -ым и $i+1$ -ым измерениями.

Математические ожидания случайных величин $\varepsilon_{\Delta\tau,i}$, $\varepsilon_{\Delta\varphi,i}$, $\varepsilon_{\Delta f,i}$ равны нулю, а СКО – $\sigma_{\Delta\tau}$, $\sigma_{\Delta\varphi}$, $\sigma_{\Delta f}$ соответственно в предположении равномерности интервалов между измерениями. СКО приращений служебных параметров между измерениями зависят от типа приемника и определяются в результате обработки измерений на протяженной мерной базе.

Обозначим $\vec{x} = \{x, y, z, v_x, v_y, v_z\}^T$ – вектор состояния КА в инерциальной системе координат. Уравнения движения КА имеют вид:

$$\frac{d\vec{x}}{dt} = F(\vec{x}), \quad (3.2)$$

где $F(\vec{x}) = (v_x, v_y, v_z, -\mu \frac{x}{r^3} + F_1, -\mu \frac{y}{r^3} + F_2, -\mu \frac{z}{r^3} + F_3)$ – векторная функция, μ – универсальная гравитационная постоянная Земли, $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$, $\{F_1, F_2, F_3\}$ – вектор возмущающего ускорения.

Динамическая система, описывающая движение КА и поведение служебных параметров во времени, состоит из дифференциальных уравнений движения центра масс КА (3.2) и уравнений (3.1).

Обозначим 9-мерный фазовый вектор на момент t_i : $y_i = \{\vec{x}(t_i), \Delta\tau, \Delta\varphi, \Delta f\}^T$. Рассмотрим возможности уменьшения размерности фазового вектора, в зависимости от набора измеряемых функций: $\Psi_{RR}, \Psi_{\Delta RR}, \Psi_{\nabla RR}, \Psi_R, \Psi_{\Delta R}, \Psi_{\nabla R}$.

Если не использовать измеряемую функцию Ψ_R , зависящую от сдвига фазы псевдошумовой последовательности, то в модель динамической системы войдут только два первых уравнения (3.1). Размерность фазового вектора динамической системы будет равна 8.

Аналогично, если использовать только измеряемые функции $\Psi_{\Delta RR}, \Psi_{\nabla RR}, \Psi_R, \Psi_{\Delta R}, \Psi_{\nabla R}$, то в модель динамической системы войдут первое и третье уравнения системы (3.1), а размерность фазового вектора будет равна 8, как и в предыдущем случае.

Если не использовать измерений псевдоскорости и псевдодальности, а использовать их приращения или разностные измерения, то в модель динамической системы войдет только первое уравнение системы (3.1). Размерность фазового вектора будет равна 7.

4. Оценка фазового вектора

4.1 Функционал оценки

Оценка фазового вектора получается в результате минимизации функционала, содержащего взвешенные квадраты невязок измеренных и расчетных значений, взвешенные приращения значений служебных параметров на интервале между измерениями и квадрат взвешенного отклонения априорно заданного фазового вектора от его расчетного значения. Пусть имеется N измерений, проведенных в моменты времени $t_1, t_2, t_3, \dots, t_N$. Сформируем вектор измерений $z_{uzm,i}$, относящийся к моменту времени t_i . Включим в этот вектор исходные измерения псевдодальности и псевдоскорости, одномоментные разности относительно одного выбранного НКА и приращения псевдодальности и псевдоскорости на интервале от t_{i-1} до t_i для каждого НКА. Обозначим, как z_i вектор соответствующих значений измеряемых функций. Минимизируемый функционал имеет вид:

$$\begin{aligned} \Phi = & \frac{1}{2} \left(\sum_{i=1}^N (z_{uzm,i} - z_i)^T W_i (z_{uzm,i} - z_i) + \sum_{i=0}^{N-1} \left[\frac{\varepsilon_{\Delta\tau,i}^2}{\sigma_{\Delta\tau}^2} + \frac{\varepsilon_{\Delta\varphi,i}^2}{\sigma_{\Delta\varphi}^2} + \frac{\varepsilon_{\Delta f,i}^2}{\sigma_{\Delta f}^2} \right] + \right. \\ & + (x_A(t_0) - x(t_0))^T P_0^{-1} (x_A(t_0) - x(t_0)) + \\ & \left. + \frac{(\Delta\tau_A - \Delta\tau_0)^2}{\sigma_{\Delta\tau A}^2} + \frac{(\Delta\varphi_A - \Delta\varphi_0)^2}{\sigma_{\Delta\varphi A}^2} + \frac{(\Delta f_A - \Delta f_0)^2}{\sigma_{\Delta f A}^2} \right), \quad (4.1) \end{aligned}$$

где

- W_i – весовые матрицы измеренных векторов $z_{uzm,i}$;
- $x_A(t_0)$ – априорно заданный вектор состояния на момент t_0 ;
- $x(t_0)$ – расчетный вектор состояния на момент t_0 ;
- P_0 – ковариационная матрица априорного вектора состояния на момент t_0 ;
- $\Delta\tau_A$ – априорное значение сдвига шкалы времени на момент t_0 ;
- $\Delta\varphi_A$ – априорное значение сдвига фазы псевдошумовой последовательности на момент t_0 ;

- Δf_A – априорное значение сдвига частоты на момент t_0 ;
 $\sigma_{\Delta t_A}$ – СКО априорного значения сдвига шкалы времени;
 $\sigma_{\Delta \varphi_A}$ – СКО априорного значения сдвига фазы псевдошумовой последовательности;
 $\sigma_{\Delta f_A}$ – СКО априорного значения ухода частоты задающего генератора приемника.

Вычисление весовых матриц W_i нужно проводить с учетом ковариационных связей между исходными и разностными измерениями:

$$\text{cov}(\Psi_{RR,k}, \Psi_{RR,m}) = \begin{cases} \sigma_{RR}^2, & k = m \\ 0, & k \neq m \end{cases},$$

$$\text{cov}(\Psi_{\Delta RR,k,m}, \Psi_{RR,j}) = \begin{cases} \sigma_{RR}^2, & k = j \\ -\sigma_{RR}^2, & m = j \\ 0, & m \neq j \end{cases},$$

$$\text{cov}(\Psi_{\Delta RR,k,m}, \Psi_{\Delta RR,j,m}) = \begin{cases} 2\sigma_{RR}^2, & k = j \\ \sigma_{RR}^2, & k \neq j \text{ u } m \neq j \end{cases},$$

$$\text{cov}(\Psi_{\nabla RR,k}, \Psi_{RR,j}) = \begin{cases} \sigma_{RR}^2, & k = j \\ 0, & k \neq j \end{cases},$$

$$\text{cov}(\Psi_{\nabla RR,k,m}, \Psi_{\Delta RR,j,m}) = \begin{cases} \sigma_{RR}^2, & k = j \\ -\sigma_{RR}^2, & k = m \\ 0, & k \neq j \text{ u } k \neq m \end{cases},$$

$$\text{cov}(\Psi_{\nabla RR,k}, \Psi_{\nabla RR,j}) = \begin{cases} 2\sigma_{RR}^2 + \sigma_{\Delta f}^2, & k = j \\ \sigma_{\Delta f}^2, & k \neq j \end{cases},$$

$$\text{cov}(\Psi_{R,k}, \Psi_{R,m}) = \begin{cases} \sigma_R^2 + \sigma_{\text{уон},k}^2, & k = m \\ 0, & k \neq m \end{cases},$$

$$\text{cov}(\Psi_{\Delta R,k,m}, \Psi_{R,j}) = \begin{cases} \sigma_R^2 + \sigma_{\text{уон},k}^2, & k = j \\ -\sigma_R^2 - \sigma_{\text{уон},k}^2, & m = j \\ 0, & m \neq j \text{ u } k \neq j \end{cases},$$

$$\text{cov}(\Psi_{\Delta R,k,m}, \Psi_{\Delta R,j,m}) = \begin{cases} 2\sigma_R^2 + \sigma_{\text{уон},m}^2 + \sigma_{\text{уон},k}^2, & k = j \\ \sigma_R^2 + \sigma_{\text{уон},m}^2, & k \neq j \end{cases},$$

$$\text{cov}(\Psi_{\nabla R,k}, \Psi_{R,j}) = \begin{cases} \sigma_R^2, & k = j \\ 0, & k \neq j \end{cases},$$

$$\text{cov}(\Psi_{\nabla R,k}, \Psi_{\Delta R,j,m}) = \begin{cases} \sigma_R^2, & k = j \\ -\sigma_R^2, & k = m \\ 0, & k \neq j \text{ и } k \neq m \end{cases},$$

$$\text{cov}(\Psi_{\nabla R,k}, \Psi_{\nabla R,j}) = \begin{cases} 2\sigma_R^2 + \sigma_{\Delta\varphi A}^2, & k = j \\ \sigma_{\Delta\varphi A}^2, & k \neq j \end{cases}.$$

4.2 Алгоритм оценки вектора состояния КА

Уравнения (3.1) и (3.2) описывают динамическую систему, в которой шум влияет на поведение этой системы. Алгоритм оценки фазового вектора для динамических систем такого типа рассмотрен в [9].

Минимум функционала (4.1) будем искать методом последовательных приближений. На шаге s итерационного процесса будем искать минимум квадратичной формы следующего вида:

$$\Phi^{(s)} = \frac{1}{2} \left(\sum_{i=1}^N (z_{uzm,i} - z_i^{(s-1)} - H_i^{(s-1)} \Delta y_i^{(s)})^T W_i (z_{uzm,i} - z_i^{(s-1)} - H_i^{(s-1)} \Delta y_i^{(s)}) + \right. \\ \left. + \sum_{i=0}^{N-1} \left[\left(\frac{\varepsilon_{\Delta\tau,i}^{(s)}}{\sigma_{\Delta\tau}} \right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{\Delta\varphi,i}^{(s)}}{\sigma_{\Delta\varphi}} \right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{\Delta f,i}^{(s)}}{\sigma_{\Delta f}} \right)^2 \right] + \right. \\ \left. + (y_A(t_0) - y^{(s-1)}(t_0) - \Delta y_0^{(s)})^T U_0^{-1} (y_A(t_0) - y^{(s-1)}(t_0) - \Delta y_0^{(s)}), \right. \quad (4.2)$$

где

- $z_i^{(s-1)}$ – расчетное значение вектора изохронных измеряемых функций на момент t_i , полученное с использованием приближения предыдущего шага: $y^{(s-1)}(t_i), i = 1, \dots, N$;
- $H_i^{(s-1)} = \frac{\partial z_i^{(s-1)}}{\partial x_i}$ – производные вектора $z_i^{(s-1)}$ по фазовому вектору на момент t_i , вычисленные с использованием $y^{(s-1)}(t_i), i = 1, \dots, N$;
- $\Delta y_i^{(s)}$ – поправки к фазовому вектору состояния на момент t_i на шаге s , $i = 1, \dots, N$;

- $\Delta y_i^{(s-1)}(t_0)$ – оценка вектора состояния на момент t_0 , полученная на шаге $s-1$;
- $\varepsilon_{\Delta\tau,i}^{(s)}, \varepsilon_{\Delta\varphi,i}^{(s)}, \varepsilon_{\Delta f,i}^{(s)}$ – оценки величин $\varepsilon_{\Delta\tau,i}, \varepsilon_{\Delta\varphi,i}, \varepsilon_{\Delta f,i}$ на шаге s ;
- U_0^{-1} – 9×9 матрица, состоящая из двух диагональных блоков: P_0^{-1} и диагональной 3×3 матрицы с элементами $\frac{1}{\sigma_{\Delta\tau A}^2}, \frac{1}{\sigma_{\Delta\varphi A}^2}$ и $\frac{1}{\sigma_{\Delta f A}^2}$ на главной диагонали.

Поправки к фазовому вектору динамической системы $\Delta y_i^{(s)}$ связаны между собой соотношением:

$$\Delta y_{i+1}^{(s)} = \Phi_i^{(s)} \Delta y_i^{(s)} + \varepsilon_i^{(s)}, \quad i = 0, \dots, N-1, \quad (4.3)$$

где

$$\varepsilon_i^{(s)} = \left(0, 0, 0, 0, 0, 0, \varepsilon_{\Delta\tau,i}^{(s)}, \varepsilon_{\Delta\varphi,i}^{(s)}, \varepsilon_{\Delta f,i}^{(s)} \right)^T, \quad \Phi_i = \begin{pmatrix} \Phi^{(s)}(t_{i+1}, t_i) & 0 \\ 0 & E_3 \end{pmatrix}.$$

$\Phi(t, \tau)$ – решение уравнения в вариациях:

$$\frac{d\Phi(t, \tau)}{dt} = \frac{\partial F}{\partial x} \Big|_{x = x^{(s-1)}(t)} \Phi(t, \tau), \quad \Phi(t_0, t_0) = E_6$$

E_3, E_6 – единичные матрицы 3×3 и 6×6 соответственно.

В алгоритме определения поправок $\Delta y_i^{(s)}$ потребуются ковариационные матрицы векторов $\varepsilon_i^{(s)}$. Обозначим эти ковариационные матрицы как Q_i . Ненулевыми элементами каждой такой матрицы являются только три последних элемента главной диагонали, которые соответственно равны: $(t_{i+1} - t_i)\sigma_{\Delta\tau}^2, (t_{i+1} - t_i)\sigma_{\Delta\varphi}^2$ и $(t_{i+1} - t_i)\sigma_{\Delta f}^2$.

Минимум квадратичной формы (4.2) находится рекуррентным алгоритмом. Опуская индекс номера итерации s , запишем рекуррентные формулы в виде:

$$\Delta y_{i+1,i+1} = \Phi_i \Delta y_{i,i} + U_{i,i} H_i^T W_i [z_i - H_i \Phi_i \Delta y_{i,i}],$$

$$U_{1,0} = \Phi_0 U_0 \Phi_0^T + Q_0,$$

$$U_{1,1} = \left(U_{1,0}^{-1} + H_1^T W_1 H_1 \right)^{-1},$$

.....

$$U_{N,N-1} = \Phi_{N-1} U_{N-1} \Phi_{N-1}^T + Q_{N-1},$$

$$U_{N,N} = \left(U_{N,N-1}^{-1} + H_N^T W_N H_N \right)^{-1}, \quad (4.4)$$

где

$\Delta y_{i,i}$ – оценка поправок к фазовому вектору на момент t_i с использованием i первых измерений.

Обозначение вектора поправок имеет два индекса для того, чтобы различать вектор $\Delta y_{i,i}$ от вектора $\Delta y_{i,N}$, который обозначает оценку поправки на момент t_i по N измерениям. Векторы $\Delta y_{i,N}$, $i = 1, \dots, N-1$ вычисляются по следующим рекуррентным формулам:

$$\begin{aligned} \lambda_{N-1} &= H_N^T W_N [z_N - H_N \Delta y_{N,N}], \\ \Delta y_{N-1,N} &= \Phi_N^{-1} [\Delta y_{N,N} - Q_{N-1} \lambda_{N-1}] \\ &\dots\dots\dots \\ \lambda_i &= \Phi_{i+1}^T \lambda_{i+1} + H_{i+1}^T W_{i+1} [z_{i+1} - H_{i+1} \Delta y_{i+1,N}], \\ \Delta y_{i,N} &= \Phi_i^{-1} [\Delta y_{i+1,N} - Q_i \lambda_i], \quad i = N-2, \dots, 0, \end{aligned} \quad (4.5)$$

где λ_i , $i = N-1, \dots, 0$ – вспомогательные векторы.

Полученные поправки $\Delta y_{i,N}$ используются в алгоритме оценки качества измерений и при переходе к следующему шагу итерационного процесса.

После каждой итерации выполняются следующие действия. Уточняется привязка моментов измерений:

$$t_i^{(q)} = t_i^{(q-1)} - \Delta \tau_i^{(q)},$$

где $\Delta \tau_i^{(q)}$ – седьмая компонента вектора $\Delta y_{i,N}$. Уточняется значение ухода частоты задающего генератора и сдвига фазы на момент t_0 . Уточняется вектор состояния КА на момент t_0 и тем самым опорная траектория, которая используется при вычислении производных.

4.3 Контроль качества измерений

Контроль качества измерений выполняется до и после получения поправок фазового вектора динамической системы на каждой итерации. Измерения, отбракованные до получения поправок, в текущей итерации больше не используются. Если после

получения поправок найдены некачественные измерения, эти измерения удаляются из выборки и заново вычисляются поправки в рамках текущей итерации.

При контроле качества измерений на предварительном этапе (до получения поправок) вычисляется приведенное СКО:

$$\sqrt{\Delta z_i^T U_{\Delta z_i}^{-1} \Delta z_i}, \quad (4.6)$$

где

$$\Delta z_i = z_{изм,i} - z_i^{(s-1)} - H_i^{(s-1)} \Delta y_{i,i-1}^{(s)},$$

$$\Delta y_{i,i-1}^{(s)} = \Phi_i^{(s)} \Delta_{i-1,i-1}^{(s)},$$

$$U_{\Delta z_i} = \left(H_i^{(s-1)} \right)^T U_{i,i-1} H_i^{(s-1)}.$$

Измерение используется в дальнейшей обработке только в том случае, если приведенное СКО меньше заданного порогового значения.

Если приведенное СКО больше заданного порога, происходит поиск аномальных компонент измеренного вектора. Для этого абсолютная величина каждой компоненты вектора невязок сравнивается с квадратным корнем из соответствующего диагонального элемента ковариационной матрицы. В результате определяются некачественные компоненты вектора измерений. Если после исключения этих компонент приведенное СКО становится меньше порогового значения, измененный вектор измерений используется в дальнейшей обработке.

Контроль качества измерений после получения поправок также проводится с использованием приведенного СКО, которое вычисляется по следующей формуле:

$$\sqrt{\Delta z_i^T W_i \Delta z_i}, \quad (4.7)$$

где

$$\Delta z_i = z_{изм,i} - z_i^{(s-1)} - H_i^{(s-1)} \Delta y_{i,N}^{(s)}$$

Здесь $\Delta y_{i,N}^{(s)}$ вычисляется по рекуррентным формулам (4.5). Поиск аномальных измерений происходит по такому же алгоритму, как и на предварительном этапе.

5. Результаты численного моделирования

Для проведения численных экспериментов создана система моделирования измерительной информации для КА различных орбит (низкой околокруговой, эксцентричной и геостационарной) с учетом диаграммы направленности антенн. Схема моделирования работы системы показана на рис. 10.

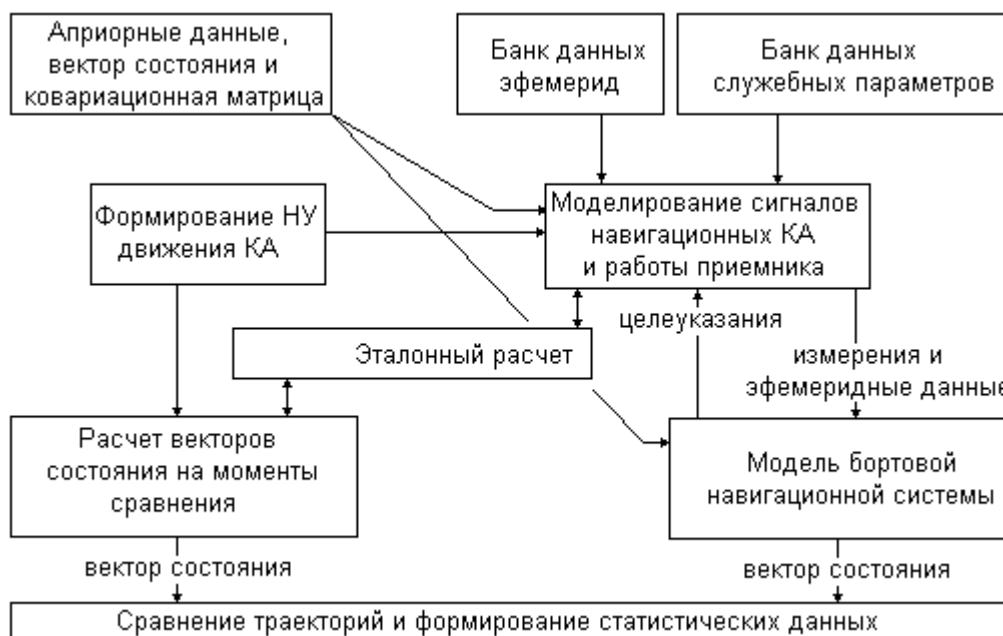


Рис. 10. Общая схема моделирования

Исходными данными для моделирования являются:

- заданные начальные условия и соответствующая априорная ковариационная матрица;
- банк данных эфемерид НКА;
- банк данных служебных параметров;
- банк данных параметров ионосферы;
- параметры, определяющие шумовые и систематические составляющие ошибок.

Банк данных эфемерид навигационных КА может содержать как накопленные реальные данные, так и результаты моделирования работы навигационной системы.

Банк данных служебных параметров содержит временные ряды служебных параметров (ухода частоты задающего генератора, сдвига фазы и временной поправки), полученные в результате исследований измерений наземного приемника такой же модели, что и бортового приемника.

Банк данных параметров ионосферы содержит параметры ионосферы, восстановленные по измерениям наземной сети GPS-станций, оборудованных двухчастотным приемником.

Основными блоками схемы моделирования являются: блок моделирования сигналов навигационных спутников и модель системы. Система передает в блок моделирования целеуказания. Блок моделирования сигналов навигационных спутников обеспечивает имитацию выхода приемника с учетом целеуказаний, поступающих от модели системы.

Моделирование начинается с задания исходных (априорных) данных о движении КА в виде номинального вектора состояния и соответствующей ему ковариационной матрицы. По заданному номинальному вектору состояния формируются фактические начальные условия (НУ), которые могут отличаться от номинальных НУ. Сформированные НУ используются при моделировании измерений, а также при расчете векторов состояния, используемых для сравнения с оценками, получаемыми системой. В этих расчетах для моделирования движения КА используется эталонный расчет. Система использует свой расчет, адаптированный к возможностям бортовой машины.

Оценки векторов состояния, получаемые системой, сравниваются с векторами состояния на соответствующие моменты времени, получаемыми эталонным расчетом. В результате получаются статистические характеристики ошибок.

Функциональная структура блока “Моделирование сигналов навигационных спутников и работы приемника” показана на рис. 11.

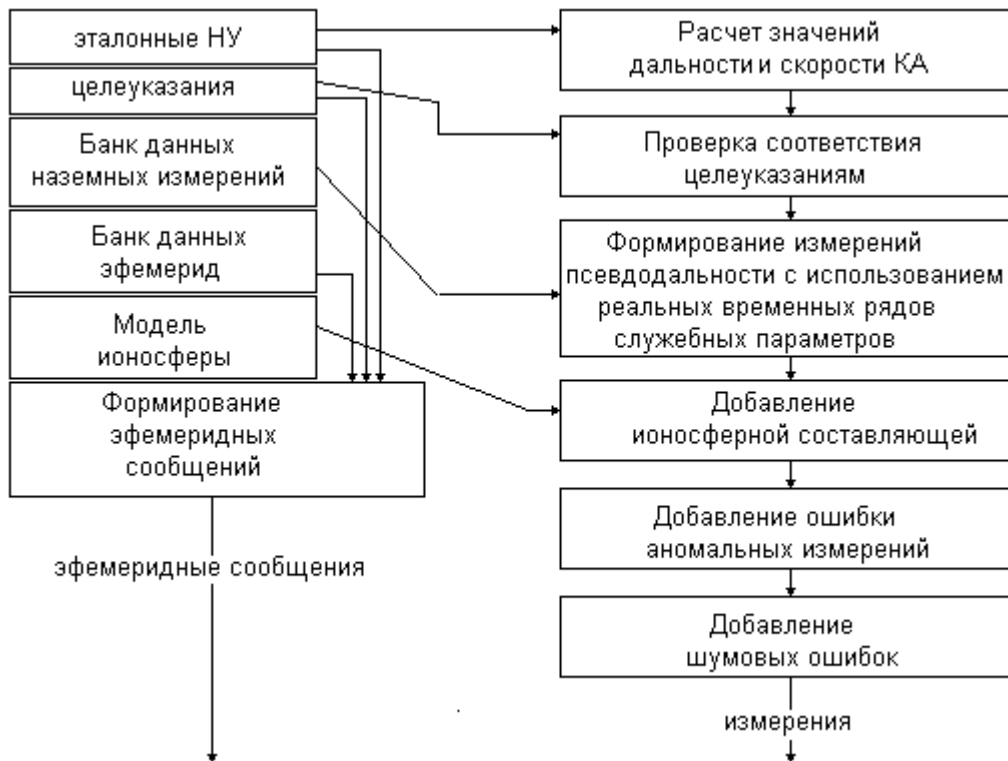


Рис. 11. Функциональная структура моделирования сигналов навигационных КА

Приведем результаты численного моделирования. Для проведения вычислительного эксперимента подготовлены измерения на получасовом интервале для КА на околуциркуовой орбите с минимальной высотой 650 км, максимальной высотой 668 км, периодом 97 мин 46 с, и наклоном 57°. Для построения опорной орбиты использован вектор состояния в j2000 на 1 июля 2002 г 12:00:00 (время Московское):

x	–	6797654.70622	[м];
y	–	1821426.08896	[м];
z	–	0.0	[м];
V_x	–	-1060.87991014	[м/с];
V_y	–	3959.25772539	[м/с];
V_z	–	6311.79132818	[м/с];

Ошибка знания опорной орбиты составляла 5 минут вдоль движения КА. Минимум функционала находится за 3 итерации. В таблице 1 приведены точности в системе RNB определения параметров движения этого КА после каждой итерации в случае 8-мерного фазового вектора по измерениям псевдоскорости и разностным измерениям псевдоскорости.

Таблица 1. Точность определения параметров движения КА по измерениям псевдоскорости и разностным измерениям псевдоскорости

итерация	Ошибка положения в направлении R, м	Ошибка положения в направлении N, м	Ошибка положения в направлении В, м	Ошибка скорости в направлении R, м/с	Ошибка скорости в направлении N, м/с	Ошибка скорости в направлении В, м/с
0	1008041.9	160742.2	354146.1	-111.25250	111.09921	-89.53201
1	-14740.8	-26420.0	-37404.2	293.87170	-26.37174	-57.84644
2	-1314.8	2547.6	1676.2	-1.50813	0.04723	-0.11772

В таблице 2 приведены точности определения параметров движения этого КА в случае 9-мерного фазового вектора по измерениям псевдоскорости, псевдодалности и разностным измерениям псевдоскорости, псевдодалности в системе RNB.

Таблица 2. Точность определения параметров движения КА по измерениям псевдоскорости, псевдодалности и разностным измерениям псевдоскорости, псевдодалности

итерация	Ошибка положения в направлении R, м	Ошибка положения в направлении N, м	Ошибка положения в направлении В, м	Ошибка скорости в направлении R, м/с	Ошибка скорости в направлении N, м/с	Ошибка скорости в направлении В, м/с
0	1.8	3.3	0.6	0.00722	0.00091	0.00470
1	0.1	1.6	0.3	-0.00218	0.00045	0.00377
2	-0.1	1.6	0.4	-0.00572	0.00030	0.00364

Точность определения служебных параметров на конечном шаге итерации 9-мерного фазового вектора составляет 10^{-4} [с] по времени регистрации сигнала, 14 [м] по фазе генерации псевдошумовой последовательности и 10^{-3} [м/с] по уходу частоты задающего генератора.

Литература

1. Априорная оценка точности определения параметров движения космического аппарата бортовой автономной навигационной системой «Орбита» по измерениям спутниковой навигационной системы GPS. Отчет Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, инв. № 5-04-01, 2004.
2. Global Positioning system: Theory and Applications / Edited by Parkinson B.W., Spilker J.J. // American Institute of Aeronautics and Astronautics. Inc. Washington, 1996, V. 1,2.
3. Interface control document. Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces. IRN-200C-004, 2000.
4. Глобальная навигационная спутниковая система. ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ, Редакция 5, Москва, 2002.
5. Akim E.L., Tuchin D.A. GPS errors statistical analysis for ground receiver measurement // The Proc. of the 17th International Symposium on Space Flight Dynamics, Moscow, Russia, 2003.
6. Аким Э.Л., Тучин Д.А. Апостериорная оценка точности определения вектора состояния земного наблюдателя по измерениям дальности и скорости системы космической навигации GPS. Препринт № 36. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2001.
7. Тучин Д.А. Кодовые измерения псевдодальности системы GPS. Модель ошибок и априорная оценка точности определения вектора положения. Препринт № 30. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2002.
8. Аким Э.Л., Тучин Д.А. Ионосферная составляющая измерений псевдодальности околоземных космических аппаратов. Препринт № 4. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2004.
9. Тучин А.Г. Определение параметров движения КА по результатам измерений при наличии шума в динамической системе. Препринт № 2. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2004.