

ОБ ОПРЕДЕЛЕНИИ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНФОРМАЦИИ СПУТНИКОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Представлен обзор основных результатов исследования задачи определения ориентации космического аппарата с использованием спутниковых навигационных систем (СНС). Исследована необходимость использования дополнительных инерциальных датчиков для достижения приемлемой точности. Определено наиболее приемлемое возможное решение в этой части. Показана необходимость использования дополнительных аппаратных и математических средств для решения задачи определения ориентации с высокой дискретностью. Разработан программный комплекс для априорной оценки точности определения ориентации, который позволяет получать априорную оценку точности определения ориентации КА с использованием информации, полученной от комбинированной навигационной системы – СНС и системы датчиков угловых скоростей.

Представлено огляд головних результатів дослідження задачі визначення орієнтації космічного апарата з використанням спутникових навігаційних систем (СНС). Досліджена необхідність використання додаткових інерційних датчиків для досягнення прийнятної точності. Визначено найбільш прийнятне рішення в цій частині. Показана необхідність використання додаткових апаратних та математичних засобів для вирішення задачі визначення орієнтації з високою дискретністю. Розроблено програмно-математичний комплекс для априорної оцінки точності визначення орієнтації, який дозволяє визначати априорну оцінку точності визначення орієнтації космічного апарата з використанням інформації, отриманої від комбінованої СНС і системи датчиків кутової швидкості.

The main results of studies of the spacecraft attitude determination task with use of the satellite navigation system information are presented. The necessity of additional inertial sensors for reaching a comprehensible accuracy is investigated. The most acceptable solution in this part is defined. The necessity of additional hardware and mathematical tools for the solution of the attitude determination problem with a high discreteness is shown. The software complex is developed to estimate a priori the accuracy of the attitude determination which allows to estimate a priori the accuracy of the space vehicle attitude determination with the information obtained from a combined space navigation system and angular rate sensors.

Одной из проблем, которую приходится решать практически в течение всего полета подавляющего большинства искусственных спутников Земли, является определение их текущей ориентации и обеспечение заданного углового движения.

Развитие микро- и наноспутников требует легких и экономичных систем определения ориентации спутника. На данный момент существует большое количество различных систем, предназначенных для определения ориентации искусственных спутников.

Современное направление развития систем ориентации и навигации можно характеризовать все более проникающим объединением инерциальных методов и технологий навигационных спутников [1]. В области инерциальных чувствительных элементов устойчивая тенденция состоит в использовании малогабаритных, сравнительно дешевых измерителей, к которым относятся датчики угловой скорости (ДУС), выполненные по MEMS-технологии. Такие элементы, как известно, относятся к среднему, а чаще низкому классу точности. Построение систем ориентации и навигации с применением таких инерциальных измерительных модулей возможно только на основе комплексирования вырабатываемой ими информации с информацией от других типов измерителей. В настоящее время основным и наиболее точным источником такой информации являются сетевые спутниковые навигационные системы (СНС) типа GPS и ГЛОНАСС. Однако, наиболее распространенные СНС-приемники имеют достаточно малую (~1 с) дискретность

© А.Л. Макаров, А.В. Тихонов, В.А. Шабохин, 2009

Техн. механика. – 2009. – № 3.

выдачи информации. Для ряда приложений (съемка поверхности Земли с высоким разрешением, калибровка радиолокационных станций контроля космического пространства и т.д.) такая дискретность определения ориентации является недостаточной. В связи с этим требуется разработка системы определения ориентации, которая удовлетворяла бы следующим требованиям:

низкая стоимость,

большая $\sim (0.1..0.01)$ дискретность выдачи информации о текущей ориентации космического аппарата,

малые габариты и вес,

приемлемая (на уровне (2..5) угл.мин.) точность определения ориентации.

Цель – обзор методик определения ориентации космического аппарата с использованием спутниковой навигации, исследование необходимости дополнительного использования инерциальных датчиков для достижения приемлемой точности, определение наиболее приемлемого возможного решения в части анализа потенциальной точности определения положения, скорости и ориентации спутника в конкретных условиях, а также априорная оценка точности определения ориентации.

В настоящей статье под точностью определения ориентации понимается разность между измеренной и фактической ориентацией связанной системы координат космического аппарата относительно заданной (орбитальной) системы координат.

Уменьшение максимальной ошибки определения ориентации может быть достигнуто:

увеличением количества одновременно функционирующих чувствительных элементов;

снижением погрешности измерений отдельных чувствительных элементов;

учетом закономерностей изменения погрешности чувствительных элементов, проводимым на борту космического аппарата.

При функционировании космического аппарата на орбите уменьшение ошибки измерений углового положения может быть достигнуто только учетом закономерностей ошибок измерений чувствительных элементов.

Определение этих закономерностей (учитывая их случайный характер) может быть осуществлено только с использованием дополнительной информации от датчиков положения о текущей ориентации космического аппарата. Датчики положения измеряют ориентацию базового направления либо его (направления) проекции на оси связанной системы координат. Примером первого является датчик Солнца, примером второго – магнитометр, измеряющий три компоненты вектора магнитной индукции. Для определения ориентации связанной системы координат космического аппарата необходимы, как минимум, два независимо измеренных вектора.

В качестве датчика положения может выступать и СНС-приемник с соответствующе расположенными антеннами.

Эпизодическая коррекция показаний ДУС от приемника СНС приводит к существенному уточнению результатов начальной калибровки ДУС, что, кроме повышения точности в комплексированном режиме работы, обеспечивает замедление роста ошибок выходных параметров в автономном режиме.

Процесс определения положения, скорости и ориентации спутника на основе данных, поставляемых многоканальным СНС-приемником, включает в себя решение фактически двух принципиально разных задач. Первая из них – собственно навигационная, решаемая, как правило, на основе обработки так называемых кодовых измерений (псевдодальности и псевдоскорости), определяемых на основе навигационного сообщения навигационных космических аппаратов (НКА), достаточно хорошо изучена и описана в литературе [2 – 5]. Вторая, а именно определение углового положения и угловых скоростей спутника в той или иной системе координат, решается на основе обработки так называемых фазовых измерений, получение которых связано с необходимостью вычисления разности фаз несущей частоты на различных антеннах приемника. При этом решение второй задачи, вообще говоря, невозможно без предварительного решения первой.

Известен ряд способов определения угловой ориентации по сигналам НКА СНС, основанных на приеме сигналов на разнесенные две или более антенны, расположенные параллельно одной или двум осям измеряемого объекта.

Один из них – рис. 1 [6] – использование однобазового интерферометра, образованного двумя расположенными в горизонтальной плоскости антеннами. Сигнал НКА принимается двумя антеннами, обрабатывается двухканальным приемником, выходной сигнал которого характеризует разность фаз между сигналами первого и второго каналов. Положения НКА и центра интерферометра считаются известными в каждый момент, что позволяет по измерениям разности фаз вычислять азимут отрезка прямой, соединяющей антенны.

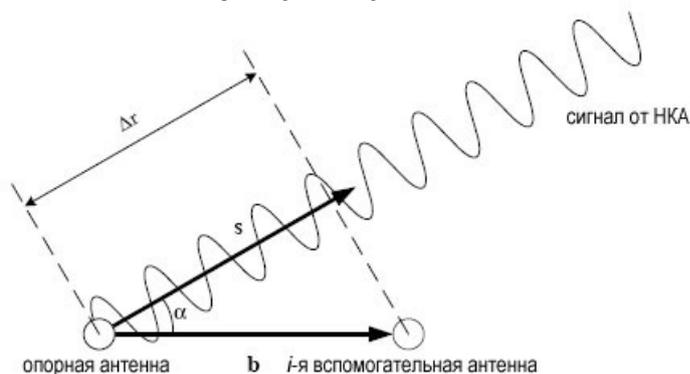


Рис. 1.

Искомые разности трех координат двух антенн, определяющие пространственную ориентацию базы, находятся с учетом приращений измеренных разностей фаз на определенном временном интервале, разностей координат НКА на том же интервале и дальности «НКА – ведущий приемник» в начале этого интервала. Измерение приращений разностей фаз, а не самих разностей, позволяет устранить проблему неоднозначности фазовых измерений. Приращение разностей фаз измеряются в целых длинах волн. Процесс измерений за время видимости НКА многократно повторяется, а для определения угловой ориентации базы используется метод наименьших квадратов. Для уменьшения влияния отдельных сбояв и увеличения числа измерений в аппаратуре используются сравнительно короткие 15-секундные интервалы измерений. Средняя квадратическая погрешность определения азимута такой аппаратурой состав-

ляет величину порядка $1,7'$ при совместном определении азимута и базы и $0,8'$ – при определении только азимута на базе длиной 100 м.

Достоинством описанного способа определения азимута является возможность использования интерферометров с большими базами без необходимости разрешения неоднозначности в ходе измерений, что позволяет получить небольшие (порядка $1'$) погрешности. Недостатком метода является длительное (порядка 10 и более минут) время получения результатов, что затрудняет определение угловой ориентации динамичных объектов.

Во втором способе определение угловой ориентации высокоскоростных динамичных объектов связывается с нахождением трехмерного вектора скорости. Вектор скорости определяется по изменениям на коротких интервалах времени фаз несущих сигналов НКА, обусловленных движением объекта. При этом считается, что вектор скорости таких объектов совпадает с продольной осью объекта. Такое представление обеспечивает достаточную точность угловой пространственной ориентации объектов, двигающихся почти прямолинейно (с углом сноса, примерно равным нулю) со скоростями, значительно превышающими погрешности определения вектора скорости с помощью систем СНС (до $0,1$ м/с). Однако для многих объектов, например КА, сухопутных транспортных средств, ЛА и кораблей, при измерении направления движения эти условия не выполняются. Другие возможные технические решения, например применение антенн, принимающих сигналы СНС, механически перемещаемых по окружности [8], громоздки и не обеспечивают высокой точности. Получить достаточную точность в реальном масштабе времени позволяют фазовые интерферометры с короткой базой, использующие сигналы СНС и жестко связанные с объектом.

Принципы определения угловой ориентации на плоскости с использованием фазовых интерферометров с короткой базой, жестко связанных с объектом, можно пояснить на примере базовой линии, образованной двумя разнесенными антеннами. На рис. 2 показано взаимное расположение базовой линии длиной S для антенн А и В и двух НКА на плоскости $xу$ геоцентрической инерциальной системы координат. Искомый угол Φ определяет угловую ори-

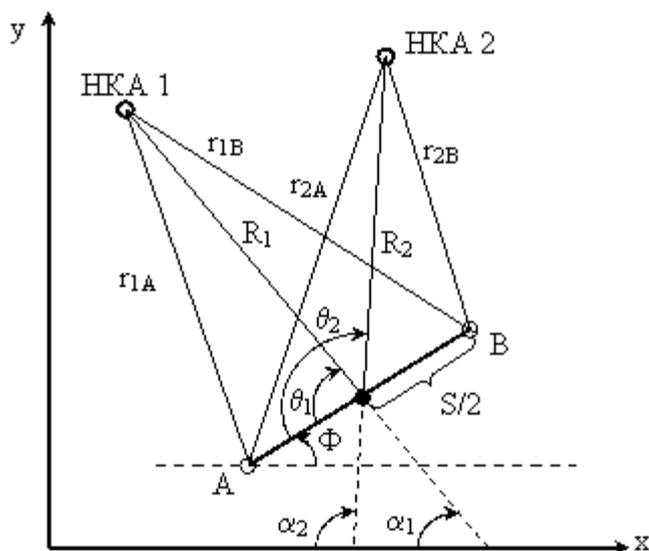


Рис. 2

ентацию базовой линии относительно оси x . При определении Φ используются разности хода сигналов на трассах НКА 1, 2 – антенны А, В.

Использование теоремы косинусов и разложение в ряд с членами не выше второго порядка для i -го спутника позволяют получить:

$$\frac{r_{iA}}{R_i} \approx 1 - \frac{S}{2R_i} \cos(\theta_i) + \frac{S^2}{4R_i^2} \cdot \frac{1 - \cos^2(\theta_i)}{2},$$

$$\Delta r_i = r_{iB} - r_{iA} = S \cdot \cos(\theta_i).$$

Таким образом, i -я разность хода дает информацию о проекции базовой линии на направление прямой, соединяющей среднюю точку базовой линии с i -м НКА. Двойная разность хода

$$\Delta r_1 - \Delta r_2 = S(\cos(\theta_1) - \cos(\theta_2)).$$

С учетом соотношений $\alpha_1 = \theta_1 - \Phi$ и $\alpha_2 = \theta_2 - \Phi$ получается квадратное уравнение относительно $\cos(\Phi)$:

$$(c_1^2 + c_2^2) \cdot \cos^2(\Phi) - 2c_1c_3 \cdot \cos(\Phi) + (c_3^2 - c_2^2) = 0,$$

где $c_1 = \cos(\alpha_1) - \cos(\alpha_2)$, $c_2 = \sin(\alpha_2) - \sin(\alpha_1)$, $c_3 = \frac{\Delta r_1 - \Delta r_2}{S}$.

Углы α_1 и α_2 рассчитываются по эфемеридным данным и найденному из решения навигационной задачи положению центра базовой линии, длина которой считается известной. Для нахождения $\Delta r_1 - \Delta r_2$ и затем c_3 используются измеренные вторые разности фаз несущих принятых сигналов НКА 1 и 2:

$$\Delta\Delta = (\varphi_{2A} - \varphi_{2B}) - (\varphi_{1A} - \varphi_{1B}).$$

Одно из найденных значений $\cos(\Phi)$ является искомым, другое – посторонним, которое отбраковывается при устранении неоднозначности.

Определение ориентации базовой линии в трехмерном пространстве осуществляется аналогичным образом, однако при этом решение задачи несколько усложняется.

Недостатком этого способа является низкая точность измерения углов, обусловленная тем, что антенны необходимо располагать на малом расстоянии, меньшем длины волны принимаемых сигналов. При увеличении расстояния между фазовыми центрами разнесенных антенн погрешность измерения углов уменьшается, но появляется неоднозначность фазовых измерений, что приводит к неоднозначному определению углового положения объекта. Для устранения неоднозначности применяется более сложная обработка сигналов, заключающаяся в проведении измерений по различным спутникам и обработке результатов измерений фазовых сдвигов с помощью фильтра Калмана, позволяющего отбраковать ложные гипотезы. При этом существенное значение имеет время сходимости решения задачи. Время сходимости, т. е. время, требуемое для определения угловой ориентации, может быть достаточно велико. Так, при четырех космических аппаратах и геометрическом факторе 5,5 и 3,7 время сходимости системы уравнений даже при использовании быстродействующей бортовой цифровой вычислительной машины

(БЦВМ) составляет соответственно 1600 и 400 с, т. е. является очень большим. Определение угловой ориентации объекта в условиях наличия систематических погрешностей приводит к еще большему увеличению времени, требуемого на решение системы уравнений.

Известен также способ определения курсового угла и координат местоположения объектов по радионавигационным сигналам НКА, основанный на приеме сигналов от n космических аппаратов двумя или более антенно-приемными устройствами, расположенными параллельно одной или двум осям объекта, выделении сигналов с частотой Доплера, определении набега фаз за интервал времени измерения и определении углового положения осей объекта [7].

Недостатком такого способа является длительное время измерений, необходимое для определения углового положения с погрешностью, не превышающей заданную. Это связано с тем, что для определения угловой ориентации с заданной точностью необходимо, чтобы космические аппараты, излучающие сигналы, за время измерения достаточно переместились в пространстве. Необходимое время составляет 30 – 60 минут.

Для ряда приложений (съемка поверхности Земли, калибровка радиолокационных станций контроля космического пространства и т.д.) такая дискретность получения информации об угловом положении спутника является неприемлемой. Кроме этого, при полете КА на высотах более 2000 км имеют место разрывы навигационного поля, что также приводит к увеличению времени между получением информации об угловом положении КА. В интервалах между измерениями можно получать такую информацию (с учетом минимизации стоимости спутника), например, от датчиков угловой скорости, выполненных по MEMS-технологии. Однако такие датчики имеют значительную величину собственных ошибок (смещение нуля, собственный уход и т.д.). Поэтому целесообразно комплексировать эти ДУС с приемниками СНС. Такое решение дает возможность уточнять собственные ошибки ДУС на моменты времени, соответствующие получению информации об угловом положении спутника от приемника СНС.

В силу изложенного, предлагается одно из возможных решений указанной задачи, прежде всего с точки зрения анализа потенциальной точности определения положения, скорости и ориентации спутника в конкретных условиях.

Система определения ориентации объекта по сигналам спутниковых радионавигационных систем (СРНС) строится на основе совместной обработки измерений псевдофаз сигналов, принимаемых четырьмя антеннами, расположенными на поверхности объекта. Такая обработка позволяет определить с высокой точностью ориентацию антенной системы координат, в которой задаются положения фазовых центров антенн измерителя. Высокоточное определение ориентации объекта осуществляется путём перехода из антенной системы в систему координат объекта.

Высокая точность определения ориентации объекта обеспечивается высокой точностью псевдофазовых измерений. Однако эти измерения содержат в своём составе неопределённое целое число длин волн несущего колебания. Эту целочисленную неопределённость принято называть неоднозначностью. Разрешение неоднозначности, т. е. оценивание неопределённых целых, является основной проблемой обработки псевдофазовых измерений.

В задаче определения ориентации объекта имеется дополнительная информация, которая используется для разрешения неоднозначности псевдофазовых измерений. При изменении ориентации объекта длины шести базовых векторов, соединяющих фазовые центры четырёх антенн измерителя, остаются неизменными и, следовательно, могут быть определены заранее. Данные о длинах базовых векторов являются однозначными и очень точными. Поэтому использование этих данных в обработке приводит к значительному улучшению характеристик алгоритма разрешения неоднозначности псевдофазовых измерений.

При разработке комбинированной (приемник СНС и датчики угловой скорости, выполненные по MEMS-технологии) системы определения ориентации большое значение имеет априорная оценка точности системы.

Многообразие неконтролируемых факторов (стохастических, неопределенных, нечетких), присутствующих при решении задачи, а также сложный характер их взаимодействия приводят к неизбежному выводу о том, что наиболее конструктивным подходом к решению задачи определения и анализа точности определения положения, скорости и ориентации спутника на основе СНС-технологий является математическое моделирование.

С этой целью для моделирования процесса определения положения, скорости и ориентации спутника разработаны следующие математические модели и алгоритмы:

- модель созвездий ГЛОНАСС/GPS;
- модель наблюдаемости спутников ГЛОНАСС/GPS;
- модели движения центра масс и углового движения спутника;
- модель навигационного послания ГЛОНАСС/GPS;
- модель антенной системы спутника;
- алгоритм определения положения и скорости спутника;
- алгоритм определения ориентации спутника.

Предварительно заметим, что все перечисленные модели и алгоритмы сформированы с учетом влияния следующих неконтролируемых факторов:

- ошибки определения эфемерид НКА ГЛОНАСС/GPS, возникающие в результате определения эфемерид НКА средствами наземного комплекса навигации и управления этих спутниковых систем;
- систематические и случайные ошибки измерений псевдодальности и псевдоскорости вследствие так называемых ионосферной и тропосферной задержек, ухода часов приемника и его внутренних шумов;
- систематические и случайные ошибки измерений разности фаз несущей частоты вследствие так называемого эффекта многолучевости, ухода часов приемника и его внутренних шумов;
- систематические и случайные ошибки инициализации системы вследствие неточного знания начальных условий движения.

В качестве алгоритмов для обработки поступающей от приемной аппаратуры информации использованы следующие:

- рекуррентный байесовский алгоритм (модификация фильтра Калмана);
- метод наименьших квадратов по полной выборке.

В самом общем случае задача определения положения, скорости и ориентации спутника с использованием многоканального ГЛОНАСС/GPS-приемника может быть решена только в том случае, если спутник оснащен антенной системой, состоящей, в минимальном случае, из четырех антенн, расположенных симметрично в горизонтальной плоскости симметрии спутника.

Задача об определении координат и компонент вектора скорости спутника решается на основе поступающих на вход приемника псевдодальностей и псевдоскоростей от видимых в данный момент НКА систем ГЛОНАСС/GPS и имеющегося альманаха созвездий НКА. При этом для решения задачи используется либо метод наименьших квадратов (МНК), либо рекуррентный байесовский алгоритм оценивания, использующий бортовую модель движения спутника.

Если задача определения ориентации спутника решается на основе МНК по полной выборке, использующего в качестве измерений разность фаз несущей частоты от каждого НКА, сформированную на двух основных базах антенной системы, то это позволяет не использовать при решении задачи на борту спутника математическую модель углового движения спутника или использовать эту модель в предельно упрощенной форме.

Определение и анализ точности решения подобных задач с учетом различных неконтролируемых факторов производится путем имитационного моделирования процесса функционирования системы навигации спутника на основе многоканального приемника ГЛОНАСС/GPS с учетом специфики бортовой реализации алгоритмов, широкого спектра ошибок измерений, разброса начальных условий и возможности работы по разным созвездиям НКА. В конечном счете, характеристика точности получается путем статистического анализа процесса определений ориентации спутника на основе метода Монте-Карло.

На рис. 3 приведена функциональная схема разработанного программного комплекса имитационного моделирования процесса навигации спутника и определения его ориентации с помощью многоканального приемника ГЛОНАСС/GPS.

Ниже приведено назначение основных блоков этой функциональной схемы.

Блоки «Математическая модель спутника» и «Математическая модель движения НКА» формируют на текущий момент времени «истинные» координаты и компоненты вектора скорости центра масс спутника, углы Эйлера (тангаж, рыскание, крен), а также «истинные» эфемериды НКА систем ГЛОНАСС/GPS. При расчете «истинных» эфемерид НКА и вектора состояния спутника используются наиболее полные модели их движения и высокоточный метод интегрирования систем обыкновенных дифференциальных уравнений.

Блок «Вычисление «истинных» положений опорных антенн» формирует «истинные» координаты антенной системы спутника в инерциальной системе координат на основе использования координатных преобразований и углов Эйлера.

Блок «Определение видимых НКА» определяет видимые антенной системой спутника НКА и формирует список видимых НКА.

Блок «Формирование массива «истинных» измерений» предназначен для моделирования истинных значений измерений дальности, скорости и разно-

сти фаз для видимых НКА с учетом перечисленных выше неконтролируемых факторов.

Для видимых НКА блок «Моделирование навигационного сообщения» формирует навигационное послание, содержащее «загрубленные» (т. е. с учетом ошибок работы наземного комплекса) эфемериды видимых НКА на момент времени, соответствующий ближайшему получасу.

Блок «Интегрирование опорных траекторий видимых НКА» вычисляет опорные координаты видимых НИСЗ на текущий момент времени.

Блок «Моделирование опорной траектории и углового движения спутника» на основе априорной информации (начального вектора состояния) вычисляет опорные координаты и компоненты вектора скорости спутника на текущий момент времени, а кроме того, текущую ориентацию спутника – углы Эйлера. Так же как и в предыдущем блоке, для расчета опорной траектории используется упрощенная модель движения и простой метод интегрирования.

Блок «Вычисление опорных положений антенн» формирует опорные ко-

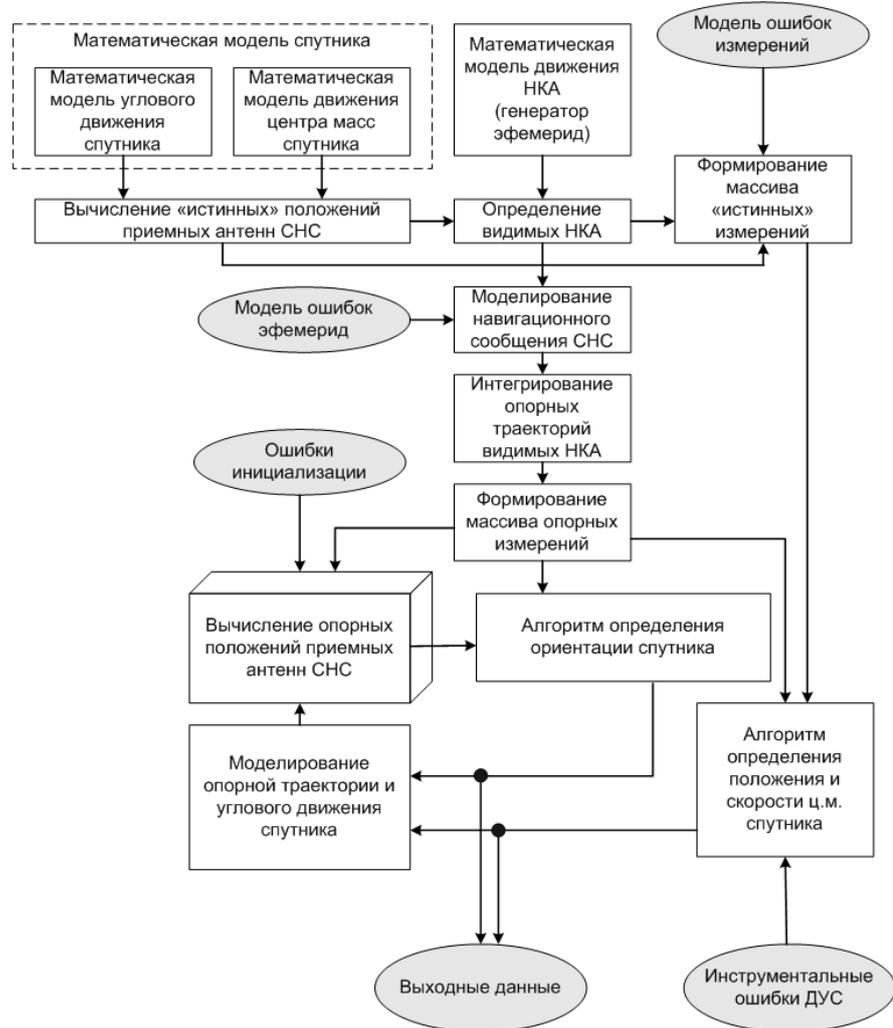


Рис. 3

ординаты антенной системы в инерциальной системе координат.

Блок «Формирование массивов опорных измерений» предназначен для моделирования опорных значений измерений дальности, скорости и разности фаз для видимых НКА.

Полученные значения «истинных» и опорных разностей фаз для всех НКА используются для определения текущей ориентации спутника – углов Эйлера – блоком «Алгоритм определения ориентации спутника». Полученная оценка углов Эйлера используется в дальнейшем блоком «Моделирование опорной траектории и углового движения спутника» как опорная характеристика ориентации спутника.

В блоке «Инструментальные ошибки ДУС» моделируются погрешности датчиков угловой скорости:

- смещение нуля;
- погрешность масштабного коэффициента;
- собственный уход, пропорциональный времени работы;
- температурный уход.

Полученные значения «истинных» и опорных значений псевдодальности и псевдоскорости для всех НКА используются для определения оценки координат и компонент вектора скорости спутника блоком «Алгоритм определения положения и скорости центра масс спутника». Полученная оценка используется в дальнейшем блоком «Моделирование опорной траектории и углового движения спутника» в качестве опорного положения спутника.

При моделировании используются два вида моделей движения НКА систем ГЛОНАСС/GPS. Первый вид моделей используется для моделирования «истинного» движения НКА, а второй можно рассматривать как «бортовые» модели, входящие в состав ПМО бортовой системы управления.

Математическая модель движения НКА, позволяющая сформировать эфемериды этих КА с необходимой точностью, включает учет следующих возмущающих воздействий:

- нецентральность гравитационного поля Земли с точностью до гармоник восьмого порядка и степени включительно;
- гравитационное притяжение Луны и Солнца;
- давление солнечного света.

Для интегрирования систем дифференциальных уравнений движения НКА используется высокоточный вложенный метод Дормана–Принса с автоматическим контролем локальной погрешности и длины шага интегрирования. Дальнейшее использование сформированных эфемерид реализовано путем аппроксимации полиномами Чебышева.

«Бортовая» модель движения НКА реализована с использованием существенно более простой модели движения с учетом лишь следующего:

- нецентральности гравитационного поля Земли с точностью до гармоник второго порядка и степени включительно;
- гравитационного притяжения Луны и Солнца.

При этом для интегрирования систем дифференциальных уравнений движения НКА используется стандартный метод Рунге – Кутты с постоянным шагом интегрирования.

В качестве начальных условий интегрирования для «бортовой» модели движения НКА используются «загрубленные» эфемериды «истинных» НКА, полученные на основе имитационной модели на момент времени, соответст-

вующий ближайшему получасу, закругление реализуется с учетом следующих погрешностей:

- ионосферной погрешности;
- тропосферной погрешности;
- «шума» приемника;
- ошибки за счет многолучевого приема;
- погрешности бортовых часов НКА;
- влияния режима «селективного» доступа.

Влияние режима «селективного» доступа моделируется с помощью марковского процесса второго порядка с постоянной времени, равной 1,41 с.

Для моделирования ионосферной погрешности используется стандартная модель Клобучара (Klobuchar model).

Тропосферная погрешность моделируется стандартной моделью Хопфилда (Hopfield model).

Шум приемника воспроизводится в виде гауссовского шума со стандартным отклонением, задаваемым при моделировании.

Математическая модель ошибки за счет многолучевого приема моделируется марковским процессом первого порядка.

Погрешность бортовых часов НКА моделируется случайной величиной, распределенной по равномерному закону.

Математическая модель движения спутника, на борту которого установлен многоканальный навигационный приемник, также включает два типа моделей: модель «истинного» движения, используемую при формировании истинной траектории спутника, включая положение, скорость и ориентацию спутника, и «бортовую» модель, используемую в программно-математическом обеспечении бортовой системы ориентации и навигации.

Модель «истинного» движения представляет собой максимально полную систему дифференциальных уравнений пространственного движения спутника. Такие модели хорошо известны и описаны в литературе. Специфика конкретного спутника определяется соответствующим набором аэродинамических и массово-инерционных характеристик.

Выводы. Проведен обзор методик определения ориентации космического аппарата с использованием спутниковой навигации. Исследована необходимость использования дополнительных инерциальных датчиков для достижения приемлемой точности. Определено наиболее приемлемое возможное решение в этой части. Разработан программный комплекс для априорной оценки точности определения ориентации, который позволяет получать априорную оценку точности определения ориентации КА с использованием информации, полученной от комбинированной системы – СНС и ДУС. Показана необходимость использования дополнительных аппаратных и математических средств для решения задачи определения ориентации с высокой дискретностью.

1. Степанов О. Особенности построения и перспективы развития навигационных инерциально-спутниковых систем / О. Степанов // Интегрированные инерциально-спутниковые системы навигации // Под общей редакцией академика РАН В. Г. Пешехонова. – СПб. : ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2004. – 235с.
2. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ (редакция четвертая). – М. : КНИЦ МО РФ, 1998.

3. Голован А. А. Математические модели и алгоритмы обработки измерений спутниковой навигационной системы GPS. Стандартный режим / А. А. Голован и др. – М. : МГУ, 2001. – 214 с.
4. Сетевые спутниковые радионавигационные системы // Шебшаевич В. С. и др. – М. : Радио и связь, 1993.
5. U.S. Coast Guard Navigation Center [Электронный ресурс]. Interface Control Document GPS 200C, Revision IRN-200C-004, ARINC Research Corporation, 2000. Режим доступа: <http://www.navcen.uscg.gov/gps/geninfo/is-gps-200d.pdf>
6. Лукин В. Н. Использование системы NAVSTAR для определения угловой ориентации объектов / В. Н. Лукин, И. Н. Мищенко, И. А. Новиков // Зарубежная радиоэлектроника. – 1991. – № 1. – С. 46 – 53.
7. Патент 5185610. United States of America. МКП H94B 7/185. GPS system and method for deriving pointing or attitude from a single GPS receiver / Phillip W. Ward, H. Logan Scott, Jerry D. Holmes, Leonard J. LaPadula. От 09.02.1993г.
8. Патент 4599620. United States of America. МКП G01S 5/02; H04b 8/185; g06g 7/78. Method for determining the orientation of moving platform / Alan G. Evans, LaPlata, Md. От 08.07.1986г.

ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля,
Институт технической механики
НАН Украины и НКА Украины,
Днепропетровск

Получено 03.03.09,
в окончательном варианте 26.05.09