

Белоконов И.В., Собода С.А., Агафонова Е.Е., Головков М.В.

## КОМПЛЕКС АЛГОРИТМОВ ПОСЛЕПОЛЕТНОГО ВОССТАНОВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ФОТОН-М» №1 ПО СИГНАЛАМ ОТ СПУТНИКОВОГО РАДИОНАВИГАЦИОННОГО ПРИЕМНИКА И МАГНИТОМЕТРОВ

В настоящее время спутниковая радионавигация активно используется для решения различных прикладных задач [1]. Этому способствует большое разнообразие выпускаемых навигационных приемников (НП) сигналов от спутниковых радионавигационных систем (СРНС). При этом можно расширять или модифицировать функциональные возможности НП за счет подключения дополнительных унифицированных плат с соответствующим программным обеспечением.

Практически на всех перспективных КА предполагается использование спутниковой радионавигации. Особенно это актуально для мини- и микроспутников различного назначения, для которых важна низкая стоимость, малая масса и энергопотребление навигационной аппаратуры.

Высокоточное определение параметров движения центра масс (ЦДЦМ) и параметров ориентации КА требует применения дорогих НП, использующих фазовые измерения при формировании радионавигационных параметров (РНП) и 3...4 антенны, разнесенных на большое расстояние.

Небольшие размеры малых спутников, а также ограничения их стоимости препятствуют использованию такого оборудования и вызывают необходимость совершенствования алгоритмов решения навигационной задачи при использовании приемников низкого класса точности (формирующих РНП по временной задержке поступления радиосигнала).

Перспективным является создание подобного навигационного оборудования на базе стандартных OEM-плат (Original Electronic Module) приемников навигационных сигналов. Совмещая блок первичной обработки навигационной информации OEM-платы со специализированными алгоритмами вторичной обработки, можно создать недорогое навигационное оборудование, адаптированное к конструктивным особенностям и целевой программе любого космического аппарата (КА).

Одним из возможных направлений модернизации КА "Фотон-М" является совершенствование бортовых систем для улучшения условий проведения научных и технологических экспериментов, в том числе и управления ими в процессе полета. Это предъявляет повышенные требования по оперативности и точности координатно-временной привязки КА "Фотон-М". Кроме того, желательно знание динамики движения КА и его пространственной ориентации, что позволит оценить реальный уровень микроускорений за счет колебаний вокруг центра масс в процессе неуправляемого полета. Целью эксперимента "Навигатор", который предполагается провести на "Фотон-М" №1, является демонстрация возможности построения вспомогательной навигационной системы с использованием OEM-плат для оперативного навигационного обеспечения комплекса научной и вспомогательной аппаратуры.

В качестве приемного навигационного устройства выбрана относительно недорогая OEM-плата "Jupiter" фирмы Rockwell, как наиболее отвечающая требованиям, предъявляемым к навигационному оборудованию космических потребителей по надежности и точности получения РНП. Технические характеристики OEM платы "Jupiter": размеры – 70x40x10 мм, масса – ~100 грамм, энергопотребление – ~0,8 Вт. Возможное размещение антенны навигационного приемника на КА "Фотон-М" №1 представлено на рисунке 1.

GPS приемник "Jupiter" включает приемные процессоры, выполненные на одной плате и имеющие 12 параллельных каналов. Навигационный приемник позволяет получать не только РНП до 12 видимых одновременно навигационных спутников, но и выдает решение навигационной задачи при условии, что скорость движения потребителя не превышает 950 м/с и высота полета меньше 18000 м. Поскольку предполагается построение навигационной системы для КА "Фотон-М", то решением навигационной задачи от штатного алгоритма GPS приемника воспользоваться невозможно, и необходима разработка собственного алгоритмического обеспечения.

Предлагается разделить математическое обеспечение спутниковой радионавигации на алгоритмы первичной и вторичной обработки информации.

Первичная обработка радионавигационных сигналов выполняется GPS-приемнике "Jupiter" и решает задачи поиска и обнаружения сигналов, слежения за ними, измерения РНП, приема и декодирования служебной информации. Получаемые на выходе РНП функционально связаны с вектором состояния потребителя  $q = \{x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}\}$ , компонентами которого являются координаты и составляющие вектора скорости потребителя в гринвичской системе координат. Дополнительно разрабатывается алгоритм вторичной обра

ботки информации, обеспечивающей преобразование РНП в вектор  $q$  фазовых переменных КА и решение сервисных задач, состав которых зависит от требований потребителя.

Ставится задача определения параметров движения центра масс, и движения относительно центра масс, т.е. полного вектора состояния КА.

Для определения движения относительно центра масс предполагается осуществить комплексирование измерений навигационного приемника с измерениями, поступающими от магнетометров, размещенных в возвращаемом отсеке КА.

На рис. 2 показана структурная схема алгоритмического обеспечения этапа вторичной обработки информации.

Таким образом, для определения полного вектора состояния КА требуется разработать и программно реализовать три основных алгоритма:

- алгоритм определения параметров движения центра масс КА и уточнения бортового эталона времени по сигналам от НП (алгоритм 1),
- алгоритм определения начального приближения для решения задачи пространственной ориентации по сигналам от НП (алгоритм 2),
- алгоритм определения пространственной ориентации и динамики движения относительно центра масс по сигналам от НП и системы магнетометров (алгоритм 3).

В качестве основы навигационного алгоритма (алгоритм 1) для обработки избыточного объема статистической информации используется метод динамической фильтрации [1].

Существует возможность приближенного определения пространственной ориентации КА в процессе полета (алгоритм 2) при использовании информации, формируемой НП, о видимых и невидимых навигационных спутниках (НС), разделяемых плоскостью, перпендикулярной вектору антенны НП (рис.3). Эта плоскость ограничивает ширину диаграммы направленности приемной антенны (ДНА) диапазоном углов  $\pm 90^\circ$ . Из рисунка 3 видно, что в проекции на плоскость, в данном случае на плоскость орбиты, минимальный угол между видимым и невидимым НС определяет диапазон возможных положений одной из осей ориентации. Аналогично определяется угловой диапазон положений той же оси ориентации в другой плоскости. Таким образом, можно найти область гарантированных положений (ОГП) и приближенно оценить ориентацию, например, продольной оси КА, независимо от бюджета ошибок измерений. Вид ОГП на единичной сфере в орбитальной системе координат приведен на рисунке 4.

Исходными данными для решения сформулированной задачи являются информация поступающая непосредственно от НП (геоцентрические координаты всех НС в спутниковой радионавигационной системе, представленные в виде матрицы размером  $N_{НС} \times 3$ , массы и номера всех НС; массив номеров НС, от которых могут приниматься навигационные измерения, а также ПДЦМ КА «Фотон-М», найденные ранее в НП.

Для оценки эффективности алгоритма 2 были проведены численные исследования исходными данными которых являлась траектория КА «Фотон» №12, состояние СРНС GPS в тот момент времени и результат восстановления динамики движения КА, полученные по показаниям магнетометров, на протяжении одного витка полета на 17.09.99г [2].

На рисунке 5 приведены найденные по предлагаемому алгоритму 2 углы ориентации в сравнении с углами, полученными по показаниям магнитометров, которые были приняты за эталонные. На рисунке 6 показано изменение ожидаемых погрешностей определения ориентации продольной оси КА «Фотон» №12 при использовании навигационного приемника. В расчетах было принято, что приемная антенна установлена на химическом источнике тока (ХИТ) для избежания уменьшения ширины диаграммы направленности антенны из-за затенения конструкцией.

По результатам численных исследований можно сделать следующие выводы:

- для приближенного определения ориентации достаточно использовать информацию о видимых и невидимых НС, поступающую от НП, установленного на борту КА. Погрешность определения углов ориентации при этом, не превышает, как правило,  $10^{\circ}$ - $15^{\circ}$ ,
- если использовать две или три антенны, то размер ОПП в среднем уменьшится в два-четыре раза по сравнению с ОПП для одной антенны, а погрешности оценки углов снижаются в пять и более раз.

В алгоритме 3 определяется ориентация и динамика движения КА после обработки измерений, поступающих от магнитометров. При этом результаты работы алгоритма 1 используются для расчета опорного вектора напряженности геомагнитного поля  $\vec{H}_M$  в конкретной точке пространства, относительно которого фиксируется ориентация осей магнитометров, жестко связанных с корпусом КА. В алгоритме 3 предусматривается сравнение модулей измеренного  $\vec{H}_i$  и эталонного  $\vec{H}_M$  векторов напряженности геомагнитного поля с целью отбраковки измерений, «зашумленных» работой научной и технологической аппаратуры. Оценки углов ориентации, полученные в результате работы алгоритма 2, используются в ал

горитме 3 в качестве начального приближения для точного определения пространственной ориентации с использованием показаний магнитометров.

В связи с ограниченностью энергетических ресурсов КА «Фотон-М» и необходимостью работы интегрированной навигационной системы на всем интервале полета, целесообразно сформулировать и решать на борту задачу планирования навигации, с целью управления работой навигационного приемника с учетом реализующихся условий полета.

Реализация предложенной интегрированной навигационной системы позволит не только иметь полную информацию о движении КА «Фотон-М» на протяжении летного эксперимента, но и отработать технологию модульного принципа построения относительно дешевых интегрированных навигационных систем, используя существующую элементную базу и универсальные OEM-платы.

#### Библиографический список.

1. Сетевые спутниковые радионавигационные системы /под ред. В.С. Шабшаевича.- М.: Радио и связь, 1993.-408 с.
2. В.И. Абрашкин, В.Л. Балакин, И.В. Белсконов и др. Определение вращательного движения спутника "Фотон-12" по данным бортовых измерений магнитного поля Земли, препринт Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, 2000, №60.

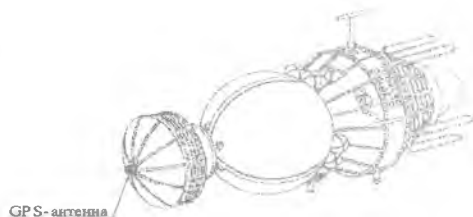


Рисунок 1 – Расположение антенны навигационного приемника на КА

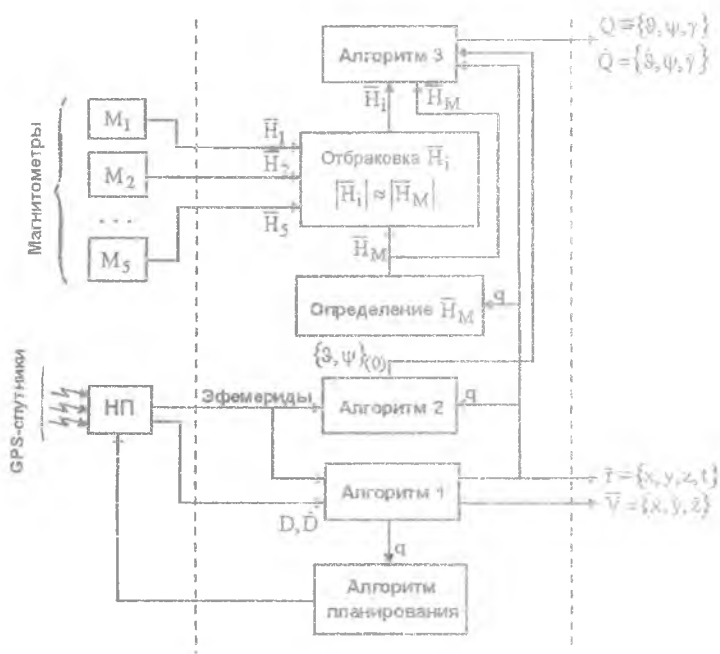


Рисунок 2 - Структурная схема алгоритмов вторичной обработки навигационной информации

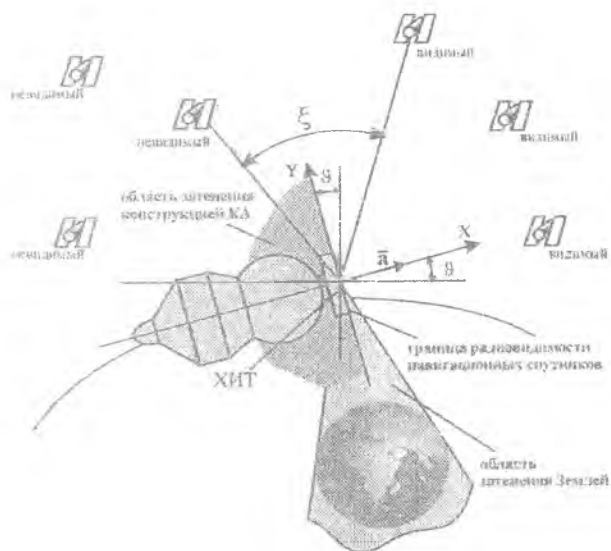


Рисунок 3. – Схема зоны радиовидимости антенны НИ

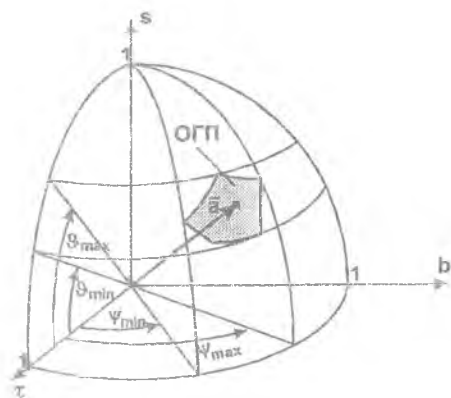
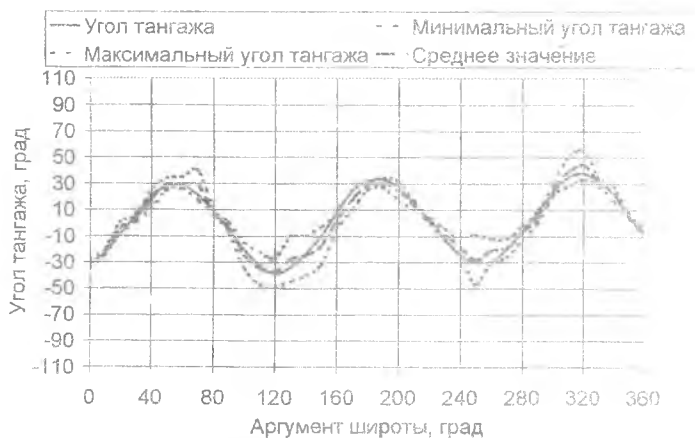
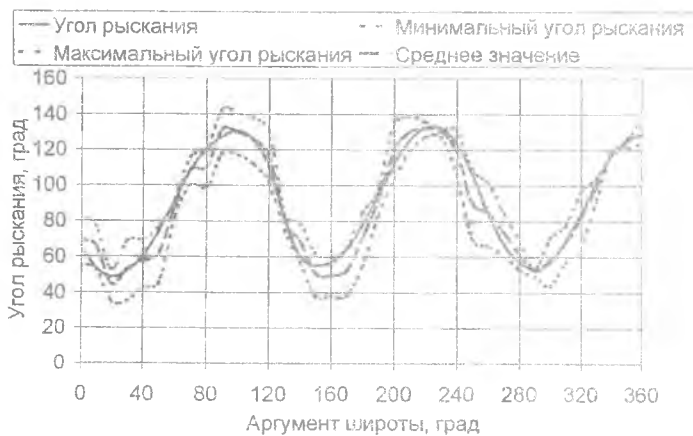


Рисунок 4 – Область гарантированных положений продольной оси КА в орбитальной системе координат



а



б

Рисунок 5 – Оценки углов ориентации продольной оси КА



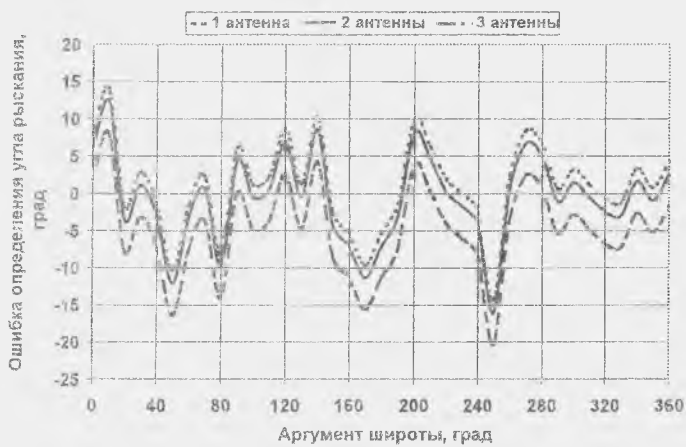
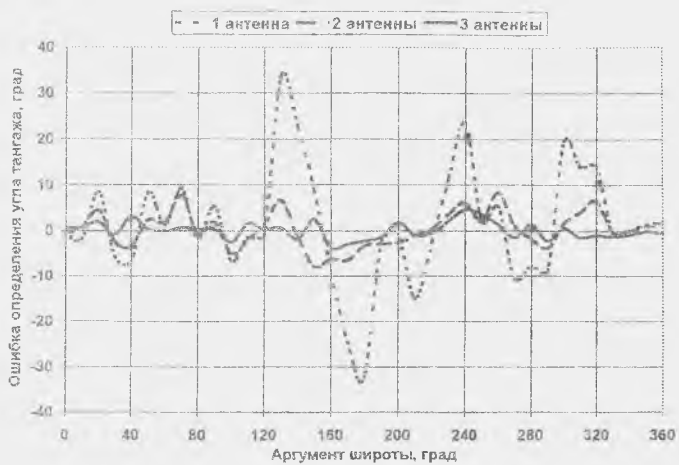


Рисунок 6 – Погрешности определения ориентации продольной оси КА