

СОСТАВ, СТРУКТУРА И СВОЙСТВА АСТРО-СПУТНИКОВОЙ ИНТЕГРИРОВАННОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ СПУТНИКА СВЯЗИ НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ И ВЫСОКОЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ОРБИТАХ

Кружков Д. М.

Московский авиационный институт (национальный исследовательский
университет),
г. Москва, Россия

Введение

Актуальность проблемы повышения автономности функционирования космических систем связи вызвана экономическими причинами, в частности, уменьшением стоимости эксплуатации путем снижения нагрузки на наземный комплекс управления (НКУ). Для автономного функционирования космического аппарата требуется, прежде всего, наличие на борту навигационной системы, способной функционировать в автономном режиме весь срок службы космического аппарата (КА). Традиционно ядром навигационной системы КА является инерциальный блок, который требует периодической (не реже 1го раза за виток) коррекции со стороны НКУ. Для реализации полностью автономного функционирования КА на орбите необходимо разработать навигационную систему, не требующую каких-либо коррекций со стороны НКУ. Таким образом, основной задачей является формирование облика, то есть архитектуры, аппаратного состава и алгоритмов интегрированной бортовой навигационной системы целевого космического аппарата (ЦКА), способной функционировать, в том числе, в условиях искусственных помех.

Постановка технической задачи исследования

Для решения описанной выше проблемы предлагается разработать интегрированную систему, в составе которой для определения параметров движения центра масс ЦКА используется ГЛОНАСС/GPS - приёмник. (ГНСС - приёмник), для определения угловой ориентации – комплекс из звёздного прибора, солнечного и земного оптических датчиков. Необходимо подчеркнуть также, что, исходя из назначения ЦКА, требуется обеспечить высокую точность определения положения его центра масс – порядка десятых долей секунды по периоду обращения. Для достижения приведенной выше точности необходимо учитывать помимо нецентральной гравитационного поля Земли, 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, учету подлежат неконтролируемые факторы, сопровождающие измерения звёздного, солнечного и земного приборов, а также навигационные измерения, реализуемые ГНСС – приёмником.

Сформулированная выше задача была решена методом математического моделирования. Данный метод потребовал создания соответствующей имитационной модели процесса функционирования интегрированной бортовой навигационной системы. Для этого потребовалась разработать следующие математические модели и алгоритмы:

– Модели:

- возмущенного орбитального движения ЦКА, учитывающей гравитационное влияние нецентрального поля Земли, гравитационных полей Луны, Солнца, солнечного давления, сопротивления атмосферы, приливов в твердом теле Земли;
- возмущенного углового движения ЦКА, учитывающей воздействие всех случайных факторов, присутствующих в модели орбитального движения, и особенностей конструкции ЦКА;
- системы стабилизации и ориентации ЦКА;
- орбитальной группировки ГНСС (ГЛОНАСС + GPS), построенной на основе

реальных эфемерид созвездий

НКА;

- блока астроприборов с учетом ошибок измерений;
- широкополосной искусственной радиопомехи, расположенной на Земле и

направленной на ГНСС – антенну

ЦКА;

- многоканального ГНСС-приемника с учетом влияния искусственной помехи;
- Алгоритмы:
- компенсации влияния искусственной помехи на работу ГНСС-приемника;
- глубокой интеграции данных астроприборов и ГНСС-приемника.

Моделирование

Для проверки корректности разработанных моделей и алгоритмов при помощи созданного специализированного программно-математического обеспечения, моделирующего работу процесса функционирования бортового интегрированного навигационного комплекса, было проведено имитационное моделирование. В качестве исходных данных были выбраны характерные для спутников связи орбиты: геостационарная и высокоэллиптическая.

Моделирование показало, что точность разработанной интегрированной навигационной системы для спутника на геостационарной орбите при условии видимости не менее 2-х НКА и максимальном уровне неконтролируемых возмущающих факторов, составляет порядка 8 секунд по периоду обращения, 0.0001 по эксцентриситету и от 6 до

30 угловых минут по углам ориентации ЦКА. При тех же условиях для КА на высокоэллиптической: 40 секунд по периоду обращения, 0.004 по эксцентриситету и от 20 угловых минут до 1°.

Вывод

Разработанная архитектура интегрированной навигационной системы для автономного ЦКА состоятельна и способна обеспечить решение навигационной задачи, в том числе, в условиях действия искусственных помех различной природы с точностью порядка единиц секунд по периоду обращения и единиц угловых минут при определении ориентации ЦКА.