

И.В.Белоконов

МЕТОДЫ И АЛГОРИТМЫ ОПТИМИЗАЦИИ МЕСТООПРЕДЕЛЕНИЯ
КА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ
ПО СПУТНИКОВОЙ РАДИОНАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЕ

Средневысотные спутниковые радионавигационные системы (СРНС) типа GPS (США) и GLONASS (Россия) в течение ближайших 10-15 лет будут являться основным глобальным источником измерительной информации, позволяющим широкому кругу потребителей, находящихся на Земле и в околоземном космическом пространстве практически в любой момент времени решить навигационную задачу (т.е. определить вектор состояния в выбранной системе координат). В связи с развитием космической техники, усложнением целевых задач, стоящих перед космическими системами дистанционного зондирования Земли (КСДЗЗ) /1/, требования по точности знания характеристик движения и оперативности их получения значительно повышаются. Так как в ближайшее время реальное улучшение качественных и количественных характеристик упомянутых СРНС не предвидится, то основное внимание уделяется совершенствованию навигационной бортовой аппаратуры. Разработка нового более эффективного алгоритмического обеспечения позволяет использовать существующие потенциальные резервы в повышении точностных характеристик навигации при той же элементной базе и приборном составе. В данной работе под оптимизацией местоопределения понимается оптимизация проведения измерений по СРНС на продолжительных временных интервалах, то есть рассматривается задача оптимизации наблюдения /2/.

Пусть известны эфемериды $q_{Sj}(t)$ и ковариационная матрица ошибок эфемерид $Kq_{Sj}(t)$ в любой момент времени для всех навигационных спутников S , входящих в состав СРНС. Для низковысотного КА-потребителя (НКА) известны о векторе состояния $q(t)$ априорная информация q_0 и ковариационная матрица Kq_0 в некоторый начальный момент времени t_0 . Принимается, что на НКА установлена 1-канальная аппаратура приема сигналов (АП) от СРНС, позволяющая на момент t_1 получать информацию о дальности D и радиальной скорости $\dot{\epsilon}$ изменения D до l навигационных спутников (НС) $(S_{j(1)}, j=1, \dots, l)$. Требуется найти моменты времени включения АП $t_{1,1=1, N}$

и совокупность опрашиваемых НС $\{S_{j(i)}, j=1, l; i=1, N\}$ на заданном интервале времени полета T из условия обеспечения экстремального значения выбранным критериям качества при удовлетворении ограничениям, обусловленным не только структурой СРНС и орбитой НКА, но и специальным ограничением, отражающим специфику и целевое назначение НКА.

В качестве критериев качества J выбраны характеристики эффективности и трудоемкости решения НКА целевой задачи. Большинство из показателей эффективности НКА Q выражаются через точность знания его вектора состояния на рассматриваемом интервале времени (например, разрешение на местности, глубина резкости изображения, величина смаза изображения и т.д.)

$$J_1 = Q[Kq(t)]. \quad (1)$$

При однократном включении АП в момент времени t в результате проведения кратковременного сеанса навигационных измерений (СНИ) находится вектор состояния $q(t)$ НКА. Поэтому в качестве меры трудоемкости выбирается число включений АП

$$J_2 = N. \quad (2)$$

Ограничения, которые необходимо учитывать при решении задачи оптимизации местоопределения НКА целесообразно разбить на 2 группы. К первой относятся ограничения, связанные с выполнением условий видимости НС, которые опрашиваются при решении задачи однократного определения вектора состояния. Видимость определяется не только условием нахождения НС над местным горизонтом (угол места для НС не должен быть меньше некоторого допустимого значения), но и геометрическими размерами элементов конструкции ρ НКА

$$S_q [q_{s1}(t), q_0, \rho] < S. \quad (3)$$

При этом необходимо учитывать не только выносные элементы конструкции, но и учитывать их ориентацию в пространстве для обеспечения наилучших условий выполнения НКА целевой задачи (панели солнечных батарей должны ориентироваться специальным образом для максимизации энергосъема, а также для использования заметного по величине аэродинамического момента с целью разгрузки бортового силового гироскопического комплекса). Поэтому множество видимых в каждый момент времени НС $S_u(t)$ зависит от структуры СРНС, орбиты НКА, положения на орбите НКА в текущий момент времени, положения Солнца, геометрических размеров ПСБ, месторасположения и размеров антенны, режима функционирования НК

$$S_u(t) < S_q. \quad (4)$$

Таким образом, совокупность опрашиваемых в момент t_1 НС в СНИ должна удовлетворять ограничению

$$(S_{j(1)}, j=1, l) < S_u(t_1). \quad (5)$$

Специальные ограничения могут быть наложены на место размещения СНИ на рассматриваемом временном интервале. При некоторых режимах функционирования НКА не разрешается решение на борту никаких вспомогательных задач, к которым относится и задача навигации

$$t < T^* < T. \quad (6)$$

При конкретной постановке задачи наблюдения выбирается обычно один критерий, по которому происходит оптимизация, а остальные переводятся в ограничения.

С учетом вышеизложенного можно сформулировать две оптимизационные задачи, которые при определенных условиях являются взаимнообратными.

В первой при фиксировании числа СНИ (трудоёмкости навигационного обеспечения на заданном временном интервале) - N , требуется выбрать места их проведения $t_{1, i=1, N}$ и опрашиваемые в СНИ "созвездия" НС с учетом канальности АП $S_{j(1)}, j=1, l$ из условия обеспечения минимума максимальному на рассматриваемом интервале времени значению точно-го критерия качества (если $Q = \det[K_q(t)]$),

$$I = \max_{t < T} \det[K_q(t)], \quad (7)$$

то есть

$$(t_1, S_{j(1)}, j=1, l; i=1, N)_{opt} = \arg \min_{\substack{t_1, i=1, N \\ S_{j(1)}, j=1, l}} \max_{t < T} \{ \det[K_q(t) \setminus N] \} \quad (8)$$

при учете вышеперечисленных ограничений (3)-(6).

Во второй задаче при учете ограничений на характеристики эффективности НКА

$$Q(t, t < T) \geq Q_{min}^* \quad (9)$$

и остальных ограничений (3)-(6) требуется минимизировать количество СНИ на временном интервале T

$$(t_1, S_{j(1)}, j=1, l; i=1, N)_{opt} = \arg \min_{\substack{t_1, i=1, N \\ S_{j(1)}, j=1, l}} N. \quad (10)$$

Первая задача может быть использована на этапе проектирования НКА при оценке резервов в повышении характеристик качества за счет совме-

стной обработки и учета всей совокупности измерений (разного числа СНИ). Вторая задача может быть использована на этапе оперативного планирования летного эксперимента. При определенных условиях эти задачи являются взаимнообратными. В дальнейшем в качестве базовой рассматривается первая задача.

Для ее решения проводится декомпозиция по оптимизируемым переменным, учитывая реальное решение АП задачи навигации, на взаимосвязанные внутреннюю и внешнюю задачи, решаемые в определенной последовательности. Внутренняя задача заключается в выборе оптимального "1-созвездия" НС для фиксированного времени t_1 проведения СНИ при учете всех ограничений на видимость (3)-(6)

$$S_1 = \{S_{j(1)}, j=1, l\}_{opt} = \arg \min Q\{Kq(t_1)\}. \quad (11)$$

$$S_{j(1)}, j=1, l$$

Разработан метод ее решения на базе дискретного принципа максимума Понтрягина, который в силу трудоемкости может быть использован для проведения исследований на этапе навигационно-баллистического обоснования. В качестве подхода для создания бортового алгоритма применена теория последовательно-оптимального планирования измерений, с использованием специальных приемов статистической обработки информации (кластерного анализа), которая позволяет получить квазиоптимальное решение, работая в реальном масштабе времени /3/.

Внешняя задача заключается в оптимизации размещения СНИ на рассматриваемом интервале времени T

$$\{t_i, i=1, N\}_{opt} = \min_{t_i, i=1, N} \max_{t \in T} \{Q\{Kq(t)\} | S_1^*, i=1, N\}. \quad (12)$$

Метод ее решения основывается на использовании дискретного принципа максимума Понтрягина /4/.

Разработано алгоритмическое обеспечение и программный комплекс (ПК) поддержки принятия навигационно-баллистических решений в области спутниковой радионавигации на базе ПЭВМ, решающий перечисленные выше задачи. Помимо развитого интерфейса с возможностью графического отображения процесса и результатов моделирования он включает себя систему обучения по его использованию в виде гипертекста, а также систему обучения теоретическим аспектам спутниковой радионавигации, представленную в виде электронного учебника, позволяющую работать с ним лицам, не имеющим специальной подготовки.

Список литературы

1. Космические аппараты систем дистанционного зондирования поверхности Земли: Математические модели повышения эффективности КА / А.В.Соллогуб, Г.П.Аншаков, В.В.Данилов. - М.:Машиностроение, 1993.
2. Оптимизация наблюдения и управления летательных аппаратов / В.В.Мальшев, М.Н.Красильщиков, В.И.Карлов. - М.:Машиностроение, 1989.
3. Belokonov I.V. A possible approach to the efficiency of GPS navigation system usage for low-altitude spacecraft //Abstracts The first Sino-soviet Symposium on Astronautical Science and Technology, Harbin, China, January 7-10, 1991.
4. Belokonov I.V. Optimization of spacecraft orbit determination with using satellite radio navigation system //Abstracts of IAS'94, Moscow, Russia, August 15-19, 1994.

УДК 629.7.05

И.В.Белоконов, В.А.Бязин, О.В.Павлов

ПОСТРОЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ ПРОГРАММ ИЗМЕРЕНИЙ ПО СПУТНИКОВОЙ РАДИОНАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЕ ДЛЯ МАЛОПОДВИЖНЫХ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ

В настоящее время наиболее перспективным источником измерительной информации для решения задач навигации являются спутниковые радионавигационные системы типа СРНС GPS (США), ГЛОНАСС (Россия). Создано много типов приемной аппаратуры навигационных сигналов, ориентированной на разных потребителей. Дальнейшее повышение точности навигационных определений возможно как на пути улучшения элементной базы аппаратуры, так и за счет совершенствования навигационных алгоритмов. Одним из направлений развития навигационных алгоритмов является оптимизация планирования сеанса измерений, которой и посвящена настоящая работа.

Рассматривается проблема оптимального выбора опрашиваемых в сеансе измерений навигационных спутников (НИСЗ) при произвольной m -канальной приемной аппаратуре для малоподвижного потребителя, к которому от-