УДК 528.2

А.И.Яковлев, Н.Н.Яковлев, И.В.Степанов
Санкт-Петербургский филиал Военно-инженерного ун-та, Россия

К ВОПРОСУ РАСЧЕТА ОРБИТ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, ОБОРУДОВАННЫХ ПРИЕМНОЙ АППАРАТУРОЙ ГЛОНАСС/GPS

Предлагается метод расчета орбит космических аппаратов с использованием навигационных измерений систем ГЛОНАСС и GPS и даны результаты априорной оценки его точности. Результаты исследований могут быть использованы при разработке перспективных космических геодезических аппаратов.

The main questions of using GPS/GLONASS receivers for satellite orbit determinations are given. The «a priori» calculations of satellite orbit accuracy are done. The investigation results may be applied in designing perspective cosmic geodetic apparatus.

Возрастание требований при решении оборонных и народнохозяйственных задач к точности, полноте и срокам подготовки топогеодезической информации вызывает необходимость разрабатывать и принимать в производство новые средства и методы высокоточных геодезических определений. В настоящее время это подразумевает широкое использование околоземного космического пространства для решения проблем геодезического обеспечения. Особенностью решения большинства задач является необходимость точного расчета орбит космических аппаратов (КА). Конкретные требования к точности и оперативности расчета орбит зависят от целого ряда факторов, в число которых входят назначение КА, средства и методы решения баллистических задач.

Для определения орбит КА, в том числе и геодезического назначения, в геоцентрической системе координат наиболее эффективными являются динамический и орбитальный методы космической геодезии [4-6]. Динамический метод обеспечивает общее решение задачи – получение орбиты КА, уточнение координат пунктов наблюдения и параметров возмущающих факторов в едином вычислительном процессе. Сложность его реализации обусловлена необходимостью знания строгой и точной математической зависимости результатов измерений и определяемых параметров.

Орбитальный метод, являясь частным случаем динамического, более прост в реализации. В то же время он сохраняет возможность определения орбиты в геоцентрической системе координат с учетом всех возмущающих факторов.

Влияние ошибок измерений и учета возмущающих сил усиливается или ослабляется в зависимости от выполнения ряда условий решения задачи. Основным условием хорошего решения является равномерное и достаточно плотное рас-

пределение измерений на определяемой орбитальной дуге. Добиться этого по результатам наблюдений с наземных пунктов практически невозможно из-за проблем геополитического, географического и экономического характера. Исходя из этого возникает необходимость создания принципиально новых систем определения положения объектов в пространстве и их временно́й привязки.

Для повышения эффективности методов необходимо использование космических систем, состоящих из разновысотных КА, связанных между собой измерениями. В целях решения поставленной задачи рассмотрена модель космической системы разновысотных КА, где в качестве второго КА используются уже существующие навигационные космические аппараты (НКА) спутниковых радионавигационных систем (СРНС).

Совмещая метод навигационных наблюдений КА по линии спутник – спутник и орбитальный метод, получим частный случай орбитального метода – навигационно-орбитальный.

Навигационно-орбитальный метод (НОМ) определения орбиты КА с использованием СРНС ГЛОНАСС (GPS) включает следующие этапы:

• выбор оптимального рабочего созвездия НКА и интервала между измерениями с целью накопления измерительной информации;

• получение пространственного положения КА, оборудованного приемной аппаратурой, и составляющих его скорости на заданные моменты времени при помощи абсолютных определений (навигационный метод);

• определение НУ движения КА по результатам измерений на заданной дуге и оценка их точности;

• определение положение КА на заданные моменты времени путем интегрирования дифференциальных уравнений его движения.

Вопросы практического определения орбит НОМ были решены на базе специального комплекса, разработанного в 29-м НИИ МО РФ (см. рисунок).

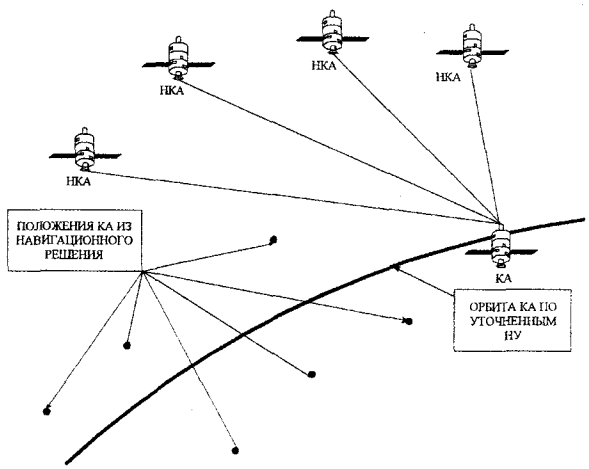
В целях априорной оценки точности метода был проведен численный эксперимент на основе математического моделирования. Для проведения эксперимента был задан вектор начальных условий (НУ) КА, отвечающий требованиям к КА геодезического назначения:

$$S = [a = 7370 \text{ км}, e = 0{,}01, \Omega = 0'',$$

$$\omega = 0'', i = 60°, \tau = 0^s].$$

При расчетах использовались данные измерений полной орбитальной группировки СРНС ГЛОНАСС [1].

После определения положений КА на все эпохи измерительного сеанса интерес представляет возможность уточнения НУ КА. Рассмотрим способы получения



Сущность навигационно-орбитального метода расчета орбит КА

такого решения и его оценки. Поскольку в данном случае выполняется только уточнение НУ КА, из уравнений были исключены величины, связанные с положением НКА.

В качестве измеренных величин на эпоху примем три пространственные прямоугольные координаты КА и составляющие скорости, полученные из решения навигационным методом [1-3]. Интересно, что в дальнейшем решении нет уточнения поправки часов приемника. При реализации метода осреднение поправки часов приемника за весь измерительный сеанс не будет нести интересующей нас информации.

Руководствуясь общими принципами МНК, формируют матрицу уравнений поправок для всего измерительного сеанса. Такая матрица будет содержать $n \times 6$ строк, где n – число единичных эпох наблюдений в сеансе. Очевидно, что такой подход затруднит операции с полученной матрицей, поэтому в работе использован иной подход.

Суть его состоит в том, что выполняется решение до стадии формирования нормальных уравнений на каждую эпоху и затем матрицы коэффициентов и свободных членов этих уравнений на отдельные эпохи измерений суммируются, что эквивалентно составлению системы нормальных уравнений для всей совокупности уравнений поправок. Далее данная система решается.

В процессе реализации НОМ определения орбит КА широко используется итерационный метод получения результатов. В связи с высокими требованиями к точности определения положения КА представляется важным исследование устойчивости данного решения. Необходимо ответить на следующие вопросы:

- во-первых, с какой максимальной погрешностью должны быть определены эфемериды НКА и предварительные значения НУ КА, чтобы решение было сходящимся;
- во-вторых, сколько необходимо сделать приближений для реализации потенциальной точности данного метода.

Основываясь на указанных критериях, выполнены численные исследования по установлению допустимого уровня погрешности эфемеридного обеспечения НКА, погрешностей предварительного значения НУ КА и необходимого числа приближений в рамках НОМ определения орбит. Установлено, что для получения устойчивого решения достаточно выполнить не более трех приближений. При этом процесс сходится, если:

- эфемеридная погрешность НКА не превышает 200 м;
- погрешность предварительных значений НУ не превышает 2000 м.

Оценить результаты, позволяют значения «истинных» координат КА, полученных из моделирования. По остаточным уклонениям полученного решения от модели получена среднеквадратическая погрешность расчета орбиты. Необходимо отметить, что погрешность определения параметров прогнозируемой орбиты будет непосредственным образом зависеть от длины орбитальной дуги, на которой производятся измерения (см. таблицу).

Полученные результаты позволяют сделать вывод, что использование навигационно-орбитального метода позволяет рассчитать орбиту КА с метровой точностью. Для этого необходимо получение измерительной информации не менее чем на шести витках орбиты КА с указанными параметрами движения.

Результаты расчетов для различных орбитальных дуг

Длина измеряемой орбитальной дуги (в витках КА)	Среднеквадратическая погрешность определения орбиты КА навигационно-орбитальным методом, м
0,25	5,72
0,5	4,84
1	3,34
2	2,64
6	1,24
12	1,25
24	1,29

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Болдин В.А.* Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС. М.: ИПРЖР, 1998.

2. *Шебшаевич В.С.* Сетевые спутниковые радионавигационные системы. М.: Радио и связь, 1982.

3. *Шебшаевич В.С.* Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В.С.Шебшаевич, П.П.Дмитриев, Н.В.Иванцевич и др. М.: Радио и связь, 1993.

4. *Эльясберг П.Е.* Введение в теорию искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965.

5. *Эльясберг П.Е.* Определение движения по результатам измерений. М.: Наука, 1976.

6. *Эскобал П.* Методы определения орбит. М.: Мир, 1970.