

В.И.Рублев, С.В.Черногребель

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САИ НА БАЗЕ СРНС
ДЛЯ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КАИ НА ЭТАПЕ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

В настоящее время для навигационного обеспечения космического аппарата (КА) широкое распространение получает применение аппаратуры спутниковой навигации (АСИ) на базе спутниковых радионавигационных систем (СРНС), позволяющей оперативно и с высокой точностью определять параметры движения центра масс (ЦММ) в любой точке околоземного пространства $\Delta 1/$. Включение АСИ в состав системы автономной навигации (САИ) на космическом аппарате наблюдения (КАИ) позволяет существенно повысить целевые характеристики КАИ. Учитывая потенциально высокую точность навигации при использовании САИ на базе СРНС, одной из актуальных задач создания таких САИ является оценка точностных характеристик САИ на этапе летных испытаний по получаемым в процессе летных испытаний результатам определения ЦММ. Целью данной работы является обоснование методики оценки точности знания ЦММ КАИ при использовании САИ на базе СРНС.

Традиционный метод апостериорной оценки точности навигации на борту КАИ заключается в сравнении ЦММ с эталонными на соответствующие моменты времени. При этом точность знания эталонных ЦММ должна быть в несколько раз выше оцениваемых ЦММ. В качестве эталонных ЦММ обычно используются результаты измерений текущих навигационных параметров (ИТНП) средствами наземного комплекса управления (НКУ). Однако применение результатов ИТНП для оценки точности САИ на базе СРНС неэффективно по целому ряду причин:

- точностные характеристики результатов ИТНП и результатов определения ЦММ в АСИ практически сопоставимы;
- частота проведения навигационных определений в САИ на порядок больше частоты проведения ИТНП.

С учетом этого предлагается довольно простой способ апостериорной оценки точности САИ на базе СРНС для КАИ, а также методики построения эталонной орбиты без привлечения измерительных средств НКУ. Методика основана на том, что при статистической обработке векторов ЦММ случайные составляющие ошибок определения ЦММ в АСИ уменьшаются с увели-

чением количества обрабатываемых векторов в \sqrt{n} раз, где n — количество векторов ПДДМ. Статистическая обработка векторов ПДДМ проводится при помощи метода наименьших квадратов (МНК) или метода динамической фильтрации (МДФ). Учитывая случайный характер погрешностей уточнения ПДДМ в АСН, а следовательно, и точности знания ПДДМ в САН, возможность использования высокоточной модели движения КАН для построения эталонной орбиты с целью апостериорной оценки точности знания ПДДМ на борту КАН, можно утверждать, что данная методика определения эталонных ПДДМ и оценки точности САН на базе СРНС является приемлемой и достаточно эффективной.

С целью обоснования конкретных условий получения эталонных ПДДМ с точки зрения полноты учета членов разложения геопотенциала модели движения КАН и количества обрабатываемых векторов ПДДМ проведено математическое имитационное моделирование процесса уточнения ПДДМ при помощи МДФ. При моделировании использовались следующие исходные данные и допущения:

- КАН находится на круговой орбите с наклоном 71° и высотой полета 500 км;
- интервал между определениями ПДДМ в АСН составляет 0,5 витка (180° по аргументу широты);
- погрешности определения ПДДМ в АСН носят случайный характер и распределены по нормальному закону, математическое ожидание погрешностей равно нулю;
- используемая для построения эталонной орбиты модель движения КАН учитывает 4, 8, 16 членов разложения геопотенциала в ряд по сферическим функциям;
- количество векторов ПДДМ, используемых для построения эталонной орбиты, составляет 2, 4, 10, 16;
- дискретность моделирования орбиты КАН по долготе восходящего узла составляет 5° ;
- положение первого вектора ПДДМ по аргументу широты составляет 0° , 120° , 240° .

При проведении моделирования предполагалось, что погрешность знания баллистического коэффициента равна 0, погрешности модели движения КАН, учитывающей 32 члена разложения геопотенциала, также равна 0.

Оценка точности построения эталонной орбиты проводилась относительно орбиты, рассчитанной с использованием модели движения, учиты-

вакшей 32 члена разложения геопотенциала. Результаты моделирования погрешностей построения эталонной орбиты получены на момент времени, соответствующий последнему вектору ЦДМ, а также в прогнозе на 0,5 и 1 виток для моделей движения КАН, учитывающих при построении эталонной орбиты 4, 3, 16 членов разложения геопотенциала.

Анализ полученных результатов позволяет сделать вывод о том, что точность определения эталонной орбиты достаточна для оценки точности знания ЦДМ на борту КАН при условии использования для определения эталонных ЦДМ модели движения КАН, учитывающей не менее 16 членов разложения геопотенциала, и не менее 10-16 векторов ЦДМ. В этом случае точность знания эталонных ЦДМ в 2-4 раза выше точности знания оцениваемых ЦДМ на момент определения в АСН (в прогнозе значительно выше).

Список литературы

1. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / Под ред. П.П.Дмитриева и В.С.Шебшаевича. - М.:Радио и связь, 1982.
2. Жданюк Б.Ф. Основы статистической обработки траекторных измерений. - М.:Сов. радио, 1978.

УДК 629.78.015

В.В.Салмин, С.А.Ишков, О.Л.Милокумова

СИНТЕЗ ЗАМКНУТЫХ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ТРАЕКТОРИЙ КА С МАЛОЙ ТЯГОЙ

Рассматривается задача синтеза баллистической схемы экспедиции Земля - Марс - Земля осуществляемой КА с малой тягой в условиях жестких ограничений на стартовую массу, продолжительность перелета и минимальное расстояние до Солнца. Проектные параметры аппарата считаются заданными. Предложен алгоритм, позволяющий решать задачу оптимизации баллистической схемы экспедиции на начальном этапе проектирования и представлены результаты полученные с использованием этого алгоритма.