

## СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ОЦЕНИВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АП- ПАРАТА ПО РАЗНЫМ ТРАЕКТОРНЫМ ИЗМЕРЕНИЯМ

С.Д. Ставицкий

(представил д.т.н., проф. С.В. Козелков)

*Рассматриваются вопросы анализа точности и оперативности решения задачи оценивания параметров движения КА при обработке различной измерительной информации. В качестве критериев оценивания выбраны характеристики ковариационной матрицы оценок параметров движения КА.*

**Введение.** В Украине управление движением КА осуществляется на основе реализации однопунктной технологии. Указанное обстоятельство, прежде всего, накладывает жесткие требования к баллистико-навигационному обеспечению (БНО) этого управления.

Качество БНО управления КА определяется точностью прогноза движения, который зависит от качества определения параметров движения КА и от адекватности математической модели движения – реальному движению КА.

Определение параметров движения КА осуществляется на основании обработки измерений текущих навигационных параметров (ИТНП), полученных на радиотехнических средствах наземного комплекса управления.

Для КА "Січ-1", управление которого осуществлялось при однопунктной технологии, для решения задачи определения параметров орбиты с требуемой точностью необходимо было получить ИТНП на 6 – 8 смежных радиовидимых витках. Для накопления выборки измерений требуемого объема требовалось от полутора до двух суток.

Для перспективных ИСЗ, к которым предъявляются повышенные требования по оперативности и точности сопровождения их полета (например, для КА двойного назначения, оснащенных аппаратурой высокой разрешающей способности; аппараты, эксплуатация которых предполагает проведение коррекции орбиты), использование измерительной информации существующих радиотехнических средств и методов ее обработки не позволят эффективно осуществлять процесс управления.

Следовательно, необходима разработка новых методов траекторных

измерений и способов ее обработки.

**Анализ литературы.** В работах [1 – 3] обоснована целесообразность использовать для повышения качества БНО управления КА, при реализации однопунктной технологии, радиоинтерферометрические измерения со сверхдлинной базой (РСДБ), а для получения измерений использовать наземно-космический интерферометр. При этом один элемент измерений радиоинтерферометра размещен на Земле, а второй размещен на борту КА, находящегося на геостационарной орбите в зоне видимости наземного РТК. Однако в данных работах недостаточно внимания уделено анализу необходимого количества РСДБ-измерений, для решения задачи оценивания параметров движения (ОПД) с заданной точностью (оперативность получения оценки), а также не определена потенциальная точность ОПД.

**Целью статьи** является проведение сравнительного анализа точности и оперативности решения задачи ОПД по измерениям наземного РТК на примере наземной станции совмещенной командно-траекторной радиолинии (НС СКТРЛ) и радиоинтерферометрических измерений наземно-космического комплекса.

**Изложение основного материала.** В связи с тем, что НС СКТРЛ в настоящее время находится на этапе внедрения в эксплуатацию, реальной измерительной информации не существует. В данной работе используются моделированные значения измерений наклонной дальности и радиальной скорости в соответствии с точностными характеристиками НС СКТРЛ [4].

При проведении РСДБ-измерений в качестве наблюдаемых величин, которые содержат координатную информацию о космическом объекте, являются  $\tau$  и  $F_u$ .

Геометрическая временная задержка  $\tau$  определяется выражением [1]:

$$\tau = \frac{(\vec{b}\vec{k})}{c}. \quad (1)$$

Производная временной задержки определяет частоту интерференции

$$F_u = f \left( \frac{d\tau}{dt} \right), \quad (2)$$

где  $f$  – частота принимаемого сигнала.

В экваториальной системе координат геометрическая временная задержка  $\tau$  может быть представлена в виде [1]:

$$\tau = \frac{1}{c} (\vec{b}\vec{k}) = \frac{1}{c} p \sin \delta + \frac{1}{c} e \cos \delta \cos h,$$

где  $\vec{k} = [\cos \delta \cos (s_0 - \alpha), \cos \delta \sin (s_0 - \alpha), \sin \delta]$  – вектор направления на

источник;  $\vec{v} = v\vec{i} = v(\cos \delta_B \cos \Lambda, \cos \delta_B \sin \Lambda, \sin \delta_B)$  – вектор базы  $\vec{v} = v\vec{i}$ ;  $\vec{\Omega} = \Omega\vec{\omega}$  – вектор угловой скорости вращения Земли;  $\delta, \alpha$  – склонение и прямое восхождение источника;  $s = s_0 - \Lambda$  – звездное время на меридиане базы;  $s_0$  – гринвичское звездное время;  $h = (s - a)$  – часовой уход источника относительно меридиана базы;  $\delta_B, \Lambda$  – склонение и прямое восхождение базы;  $e = v \cos \delta_B$ ,  $p = v \sin \delta_B$  – экваториальная и полярная проекции базы соответственно.

В качестве математической модели движения (ММД) КА использовалась динамическая детерминированная модель со следующим учетом внешних сил:

- 4 полных гармоники разложения гравитационного поля Земли в ряд по сферическим функциям;

- динамическая модель атмосферы по ГОСТ 25645.101-83.

Для имитационного моделирования процесса уточнения НУ по измерениям НС СКТРЛ и наземно-космического радиоинтерферометра был разработан программный комплекс, который включает следующие основные баллистические задачи:

- прогнозирование движения КА в гринвичской системе координат численным методом Адамса 7-го порядка с вычисления исходных функций в первых 7 точках по методу Рунге-Кутты;

- поиск зоны радиовидимости НС СКТРЛ;

- определение взаимной видимости опорного КА (КА на геостационарной орбите) и КА «КС5МФ2»;

- уточнение параметров движения КА на основе метода максимума правдоподобия [5];

- моделирование измерений НС СКТРЛ и наземно-космического радиоинтерферометра.

Для моделирования были использованы начальные условия, которые соответствуют предполагаемым элементам орбиты КА «КС5МФ2». В дальнейшем изложении будем обозначать их НУ<sub>0</sub>.

Моделирование измерений НС СКТРЛ и наземно-космического комплекса производилось следующим образом:

- интегрировалась система дифференциальных уравнений, описывающая ММД КА, от НУ<sub>0</sub> на интервале около 5 суток (75 витков);

- определялись моменты входа – выхода в ЗРВ измерительного пункта № 16 (Евпатория);

- для радиовидимых витков проверялись условия взаимной видимости КА «КС5МФ2» и опорного КА;

– в ЗРВ рассчитывались измеряемые функции наклонной дальности, радиальной скорости с шагом в 1 секунду, что соответствует темпу измерения НС СКТРЛ; и РСДБ-измерения  $\tau$  и  $F_u$ ;

– формировалась случайная выборка измерений путем наложения на полученные расчетные значения измеряемых функций случайной величины, распределенной по нормальному закону;

$$\hat{D}(t) = D(t) + \text{norm}(0, \sigma_D);$$

$$\hat{\dot{D}}(t) = \dot{D}(t) + \text{norm}(0, \sigma_{\dot{D}});$$

$$\tau(t) = \tau(t) + \text{norm}(0, \sigma_\tau);$$

$$F_u(t) = F_u(t) + \text{norm}(0, \sigma_{F_u}),$$

где  $\text{norm}(0, \sigma_D)$ ,  $\text{norm}(0, \sigma_{\dot{D}})$ ,  $\text{norm}(0, \sigma_\tau)$ ,  $\text{norm}(0, \sigma_{F_u})$  – случайные величины, полученные при помощи датчика случайных чисел нормального закона распределения с нулевым МО и СКО, которые соответствуют предполагаемым точностным характеристикам НС СКТРЛ [3] и наземно-космического радиоинтерферометра [1]. Были приняты следующие значения СКО:

$$\sigma_D = 50 \text{ м};$$

$$\sigma_{\dot{D}} = 0,05 \text{ м/с};$$

$$\sigma_\tau = 0,1 \text{ нс};$$

$$\sigma_{F_u} = 2 \cdot 10^{-6} \text{ с}^{-1}.$$

Для организации процесса уточнения характеристик движения формировались приближенные НУ путем внесения погрешностей в  $\text{НУ}_0$ . Для этого  $\text{НУ}_0$  были пересчитаны в кеплеровские элементы орбиты, к которым добавлены значения, приведенные в табл. 1.

Таблица 1

Элемент орбиты	Погрешность
Наклонение	0,05 град
Прямое восхождение восходящего угла	– 0,04 град
Фокальный параметр	0,052 км
Эксцентриситет	0,0005
Аргумент широты перигея	– 0,6 град
Ошибка времени выхода на экватор	10 с

Такие погрешности в значительной степени превосходят требования по точности прогнозирования движения на недельном интервале и спе-

циально выбраны, чтобы проверить область и устойчивость сходимости задачи при различных параметрах планов измерений. Кроме того, опыт управления КА «Січ-1» показал, что в периоды резких изменений солнечной активности, ошибки прогнозирования на недельном интервале могут приближаться к указанным значениям.

Разработка методики сравнительного анализа проводилась на основе использования метода имитационного моделирования. В качестве критериев оценки точности решения задачи ОПД использовались критерии теории оптимального планирования (А-оптимальный и D-оптимальные критерии).

Для решения задачи имитационного моделирования был разработан следующий алгоритм:

1. Моделирование измерений НС СКТРЛ и РСДБ-измерений (формирование случайной выборки измерений) от  $HU_0$ ;
2. Формирование приближенных  $HU_1$  (путем внесения погрешностей в  $HU_0$ );
3. Итерационный процесс уточнения параметров движения КА ( $HU_1$ ), реализованный по разработанной методике;
4. Получение требуемых результатов для анализа оптимальности плана измерений: дискриминанта ковариационной матрицы, следа ковариационной матрицы по координатным параметрам, по скоростным параметрам и совместного приведенного следа.

Для получения результатов, отвечающих требованию статистической устойчивости, выборка случайных измерений моделировалась 100 раз (получено 100 реализаций) и для каждой из них проводилось уточнение начальных условий. Таким образом, пункты 1 – 4 выполнялись 100 раз для одного состава параметров плана измерений, а результаты решений, перечисленные в п. 4, формировались путем осреднения данных, получаемых для каждой реализации.

По приведенному алгоритму задача решалась для моделированных РСДБ-измерений на различных количествах видимых витков (от 1 до 35), а также для различных параметров плана моделированных измерений НС СКТРЛ: для наклонной дальности, радиальной скорости и совместных измерений на видимых витков (от 3 до 35), для каждого из которых в свою очередь варьировался шаг измерений от 1 до 6 секунд. Таким образом, метод перебора параметров плана осуществлялся по циклическому процессу тройной вложенности. Таким образом, всего при имитационном моделировании было получено 360 планов измерений, для чего проведено 36 000 решений задачи уточнения НУ.

Основные результаты проведенных исследований представлены на рис. 1 и 2.

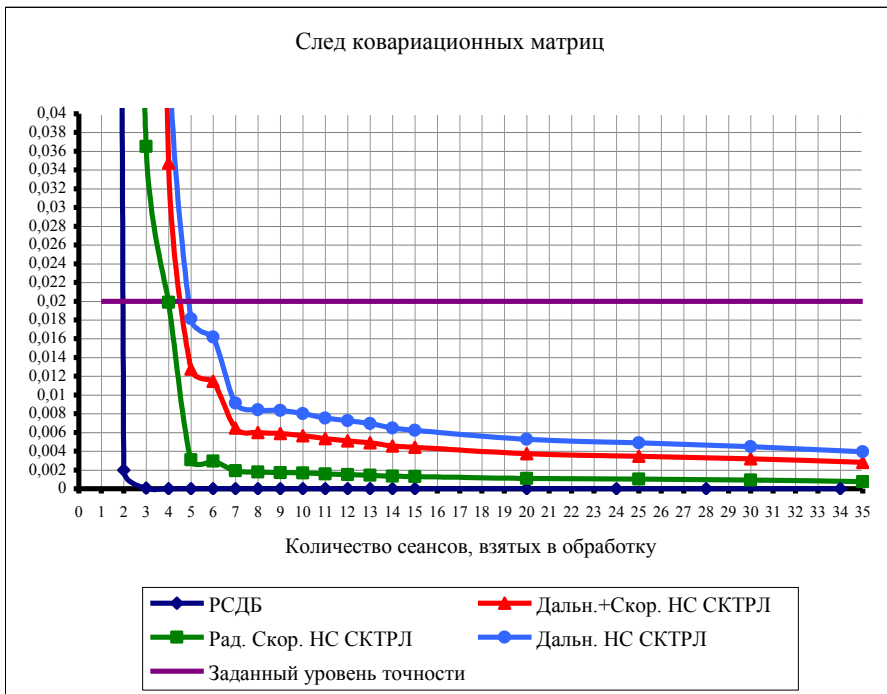


Рис. 1. След ковариационных матриц по моделированным измерениям НС СКТРЛ и РСДБ-измерениям с шагом 1 секунда

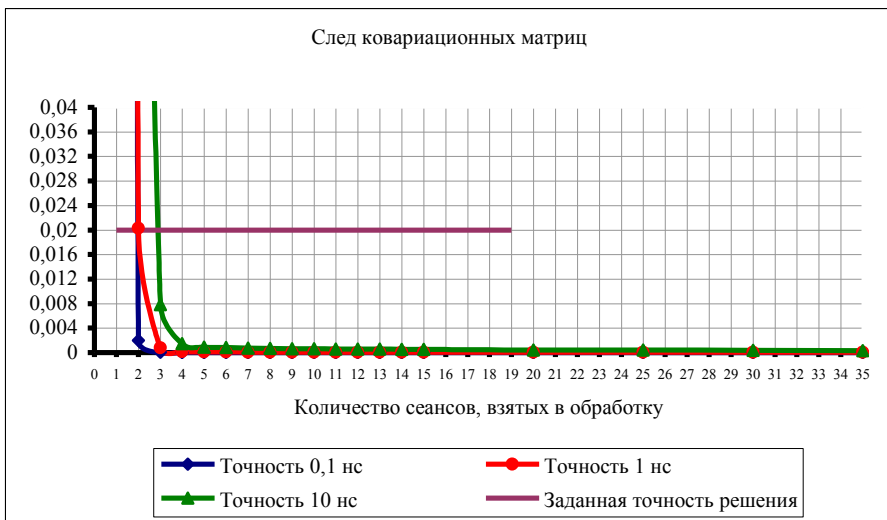


Рис. 2. След ковариационных матриц, полученных при обработке РСДБ-измерений, которые моделировались с разной точностью

На этих рисунках по оси абсцисс отложено количество видимых витков, измерения которых приняты в обработку; по оси ординат – отложены значения приведенных единиц полного следа ковариационной матрицы (критерий А-оптимального планирования).

Из анализа данных протоколов решения задачи уточнения начальных условий космического аппарата «Січ-1» по измерениям радиальной скорости КИС «Калина» и РТС «Краб» в период с 1995 по 2001 гг. видно, что полный след ковариационной матрицы составлял от 0,015 – 0,05 приведенных (нормированных) единиц. НУ, уточненные с такой точностью, в период стабильной солнечной активности позволяли прогнозировать движение КА на недельном интервале с погрешностями не более  $\pm 20$  км вдоль орбиты, а также позволили определенное время проводить двухнедельный цикл БНО. Следовательно, исходя из требований к БНО КА КС5МФ2 в качестве точности уточнения НУ, достаточной для надежного управления КА, можно принять значение полного следа ковариационной матрицы на уровне 0,020 приведенных единиц. Из анализа полученных результатов видно, что решение задачи ОПД по РСДБ-измерениям является более оптимальным, чем при измерениях НС СКТРЛ, как при D-оптимальном, так и при А-оптимальном критерии, что свидетельствует об устойчивости и достоверности полученных результатов.

Величина полного следа ковариационной матрицы при обработке 2 сеансов РСДБ-измерений (см. рис. 1) составляет 0,002 приведенные единицы, в то время как заданная точность решения задачи по этому критерию составляет 0,02. Следовательно, для достоверного и качественного решения задачи оценки вектора состояния космического аппарата необходимо проведение 2 сеансов измерений наземно-космического радиointерферометра.

Для набора необходимого количества РСДБ-измерений необходимо около двух часов, а для минимального набора измерений НС СКТРЛ, для решения задачи с требуемой точностью, необходимо не менее 11 часов, к тому же точность решения по РСДБ-измерениям, в соответствии с критерием А-оптимального планирования, в 10 раз выше заданной.

Для определения устойчивости решения задачи ОПД в зависимости от точности РСДБ-измерений было произведено исследование, при котором моделировались измерения геометрической временной задержки при следующих среднеквадратических отклонениях  $\sigma_{\tau_q} = 0,1$  нс;  $\sigma_{\tau_q} = 1$  нс и  $\sigma_{\tau_q} = 10$  нс. Графики, отражающие результаты исследования, представлены на рис. 2.

Из анализа результатов можно сделать вывод, что процесс оценивания параметров движения космического аппарата имеет устойчивую сходимость уже на 2 сеансах РСДБ-измерений. Заданный уровень точности решения достигается при СКО  $\sigma_{\tau_q} = 0,1$  нс и  $\sigma_{\tau_q} = 1$  нс в результате обработки моделированных измерений наземно-космического радиоинтерферометра уже на двух последовательных радиовидимых витках. А при  $\sigma_{\tau_q} = 10$  нс для решения задачи необходимо проведение 3 сеансов РСДБ-измерений.

**Выводы.** Оценивания параметров движения космического аппарата на основании обработки измерений наземно-космического радиоинтерферометра обладают как большей оперативностью, так и большей точностью по сравнению с оценками, полученными по ИТНП наземных РТС.

Полученные в данной работе научно-практические результаты могут быть использованы при проведении работ по совершенствованию баллистико-навигационного обеспечения управления перспективными космическими аппаратами.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Козелков С.В., Богдановский А.Н., Козелкова М.Б. Оценка параметров движения космических аппаратов // Системы обробки інформації. – Х.: ХВУ. – 2004. – Вип. 2. – С. 66 – 70.
2. Козелков С.В., Столбов В.Ф. Методика оценивания параметров потоков требований в спутниковых сетевых системах // Системы обробки інформації. – Х.: ХВУ. – 2002. – Вип. 2. – С. 205 – 209.
3. Козелков С.В. Метод траекторных радиоинтерферометрических измерений космического аппарата // Системы обробки інформації. – Х.: ХВУ. – 1999. – Вип. 1(12). – С. 146 – 150.
4. Позитивне рішення про видачу деклараційного патенту на винахід від 06.05.2004 за заявкою № 20031211743, МПК 7B64G3/00. Спосіб отримання траекторної інформації про космічний апарат / А.М. Яетушенко, С.В. Козелков, С.П. Мосов, С.Д. Ставицький, В.І. Богом'я.
5. Брандин В.Н., Васильев А.А., Худяков С.Т. Основы экспериментальной космической баллистики. – М.: Машиностроение, 1974. – 340 с.

Поступила 4.05.2004

**СТАВИЦКИЙ Сергей Дмитриевич**, адъюнкт НАОУ. Окончил ВИКА им. Можайского в 1993 году. Область научных интересов – процесс баллистико-навигационного обеспечения управления КА.