

УДК 629.78

И. В. Маштак, А. Д. Шептун

*Государственное предприятие
«Конструкторское бюро „Южное“ имени М.К. Янгеля»***ОДНОПУНКТОВАЯ БАЛЛИСТИЧЕСКАЯ ТЕХНОЛОГИЯ
ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТ СПУТНИКОВ.
ТОЧНОСТЬ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ПОЛЕТА**

Запропоновано критерій оцінювання точності визначення параметрів орбіти супутника за значенням похибки прогнозування часу польоту на заданому часовому інтервалі. Подано дані щодо точності поздовжнього руху супутника при використанні початкових умов, визначених методами однопунктової балістичної технології. Наведено порівняння з даними точності прогнозування руху з використанням багатопунктової технології. Процес вирішення завдання щодо уточнення параметрів руху методами однопунктової балістичної технології має стійкий характер при використанні оптимальної стратегії радіоконтролю. Відзначено збіжність результатів щодо точності прогнозування двома методами.

Ключові слова: супутник, центр керування польотом, однопунктова технологія, вимірювальний пункт, визначення параметрів орбіти, радіоконтроль орбіти, точність визначення параметрів орбіти.

Предложен критерий оценки точности определения параметров орбиты спутника по величине погрешности прогнозирования времени полета на заданном временном интервале. Представлены данные по точности продольного движения спутника при использовании начальных условий, определенных методами однопунктовой баллистической технологии. Приведено сравнение с данными точности прогнозирования движения с использованием многопунктовой технологии. Процесс решения задачи по уточнению параметров движения методами однопунктовой баллистической технологии носит устойчивый характер при использовании оптимальной стратегии радиоконтроля. Отмечается сходимость результатов по точности прогнозирования двумя методами.

Ключевые слова: спутник, центр управления полетом, однопунктовая технология, измерительный пункт, определение параметров орбиты, радиоконтроль орбиты, точность определения параметров орбиты.

The article proposes a test of the satellite orbit determination accuracy based on the error of the flight time prediction on a specified time interval. The article shows the satellite longitudinal-motion accuracy for the initial conditions defined by the single-point ballistic technology. A comparison with the motion prediction accuracy obtained by the multi-point technology is provided. The process of updating the motion parameters based on the single-point ballistic technology is stable when the optimum radiocontrol strategy is used. Convergence of the prediction-accuracy results obtained by both methods is observed.

Key words: satellite, mission control, single-point ballistic technology, measuring point, orbit determination, orbit radiomonitoring, orbit determination accuracy.

Постановка проблеми. Принятые в Украине первая и последующие Общегосударственные космические программы предусматривают запуски спутников в интересах народного хозяйства и решения ряда национальных задач. Особенности баллистико-навигационного обеспечения полета этих спутников связаны с наличием в Украине только одного современного пункта управления (в России их в разные годы было от 6 до 12), осуществляющего измерение только одного параметра движения (радиальной скорости).

Вопросы обоснования и построения однопунктовой баллистической технологии определения параметров орбит спутников по измерению одной координаты

движения подробно рассмотрены в [3] и материалах [1, 2, 4, 5, 7]. Применительно к этой технологии разработан программно-исследовательский комплекс (ПИК) [6], который введен в эксплуатацию в национальном ЦУПе (г. Евпатория) и египетском ЦУПе (г. Каир).

Комплекс производит в автоматизированном режиме решение ряда целевых задач баллистико-навигационного обеспечения полета спутников:

- приема измерительной информации, её анализа, отбраковки аномальных измерений;
- определения (уточнения) начальных условий движения спутника по измерительной информации о движении спутника;
- прогнозирования движения спутников на заданный интервал времени, формирования баллистической информации в согласованном с её потребителями виде;
- оценки качества измерительной информации;
- расчета целеуказаний для наведения антенн слежения;
- визуализации баллистической информации;
- ряд других.

Одной из базовых и наиболее сложных из них является программа определения (уточнения) начальных условий движения спутника по измерительной информации о движении спутника, полученной с одного пункта наблюдения. Анализ ее функционирования в рабочих условиях эксплуатации на практике уделяется много внимания. Точностные показатели решений по параметрам орбиты и устойчивость процесса баллистико-навигационного обеспечения управления полетом спутника являются основными характеристиками однопунктовой баллистической технологии.

Цели исследования. Возможность продвижения в практику методов однопунктовой баллистической технологии определяется результатами опытной ее эксплуатации, в первую очередь в части обеспечиваемой точности прогнозирования движения.

В настоящей статье приводятся результаты эксплуатации программно-исследовательского комплекса по точности прогнозирования полетов спутников при использовании однопунктовой баллистической технологии и ее сравнению с данными по точности прогнозирования движения при использовании многопунктовой технологии.

Критерий оценки точности прогнозирования движения спутника

Согласно [8] ошибки прогнозирования движения определяются следующими соотношениями:

$$\begin{aligned} \frac{\Delta r}{r_0} &= k_{11} \frac{\Delta r_0}{r_0} + k_{12} \frac{\Delta v_{r_0}}{w} + k_{13} \frac{\Delta v_{u_0}}{w}; \\ \frac{\Delta v_r}{w} &= k_{21} \frac{\Delta r_0}{r_0} + k_{22} \frac{\Delta v_{r_0}}{w} + k_{23} \frac{\Delta v_{u_0}}{w}; \\ \frac{\Delta v_u}{w} &= k_{31} \frac{\Delta r_0}{r_0} + k_{32} \frac{\Delta v_{r_0}}{w} + k_{33} \frac{\Delta v_{u_0}}{w}; \\ \Delta u &= k_{41} \frac{\Delta r_0}{r_0} + k_{42} \frac{\Delta v_{r_0}}{w} + k_{43} \frac{\Delta v_{u_0}}{w} + k_{44} \Delta u_0; \\ \frac{z}{r_0} &= k_{55} \frac{z_0}{r_0} + k_{56} \frac{v_{z_0}}{w}; \\ \frac{v_z}{w} &= k_{65} \frac{z_0}{r_0} + k_{66} \frac{v_{z_0}}{w}. \end{aligned}$$

Здесь k_{ij} ($i, j = 1, 2, \dots, 6$) – безразмерные коэффициенты, определяемые из выражений:

$$\begin{aligned} k_{11} &= 2 - \cos \varphi; & k_{12} &= \sin \varphi; \\ k_{21} &= \sin \varphi; & k_{22} &= \cos \varphi; \\ k_{31} &= -(1 - \cos \varphi); & k_{32} &= -\sin \varphi; \\ k_{41} &= -(3\varphi - 2 \sin \varphi); & k_{42} &= -2(1 - \cos \varphi); \\ k_{55} &= \cos \varphi; & k_{56} &= \sin \varphi; \\ k_{65} &= -\sin \varphi; & k_{66} &= \cos \varphi; \\ k_{13} &= 2(1 - \cos \varphi); & k_{33} &= -(1 - 2 \cos \varphi); \\ k_{23} &= 2 \sin \varphi; & k_{43} &= -(3\varphi - 4 \sin \varphi); \\ & & k_{44} &= 1, \end{aligned}$$

где $\varphi = \frac{V^*}{r}t$; V^* – первая космическая скорость; r – радиус круговой орбиты.

Как следует из приведенных соотношений, вековую составляющую имеют ошибки прогнозирования продольного движения космического аппарата (обусловлены составляющими с линейной зависимостью от аргумента $\varphi = \lambda t$, где λ – угловая скорость движения спутника по орбите). По двум другим направлениям (по радиус-вектору r положения космического аппарата и по нормали z к плоскости орбиты) вековые составляющие отсутствуют – погрешности начального вектора состояния приводят к периодическим возмущениям движения в указанных направлениях.

Наличие вековой составляющей продольного движения космического аппарата, обусловленной погрешностями оценивания по измерительной информации параметров орбит, предопределяет выбор в качестве критерия оптимальности планирования баллистического эксперимента разброс времени прохождения восходящего узла t_Ω орбиты на заданном интервале витков полета. На практике это означает, что должна быть построена такая стратегия радиоконтроля орбиты одним пунктом наблюдения (координаты которого и измеряемый навигационный параметр известны), которая позволила бы обеспечить минимизацию ошибок прогнозирования продольного движения космического аппарата при его допустимых периодических смещениях по радиус-вектору r и нормали z к орбите.

Ошибки прогнозирования продольного движения спутника. Сравнение с многопунктовой технологией

Эксплуатация однопунктовой баллистической технологии проводилась при баллистико-навигационном обеспечении полета национальных космических аппаратов «Січ-1» (1995–2000 гг.); «Січ-1М», «Микроспутник» (2004–2005 гг.); «МС-2-8» (2011–2012 гг.); египетского спутника EgyptSat-1 (2007–2010 гг.). По результатам эксплуатации в методику определения параметров орбит на основе однопунктовых измерений и в соответствующую программную систему были введены условия, связанные, в основном, с методологией прекращения итерационного процесса определения параметров орбиты спутника.

На графике рис. 1 [1] представлена общая картина изменения ошибки прогнозирования времени пересечения экватора $\Delta T_{\text{экв}}$ на недельном временном интервале (~100 витков полета) в течение 4,5 месяцев полета КА «Січ-1», обусловленная в основном погрешностью определения начальных условий движения по измерениям одного наблюдательного пункта и незнанием на интервале прогнозирования движения индексов солнечной активности $F_{10,7}$ и магнитной возмущенности A_p . Некоторое увеличение ошибок $\Delta T_{\text{экв}}$ обусловлено ростом численных значений индексов $F_{10,7}$ и A_p в этот период.

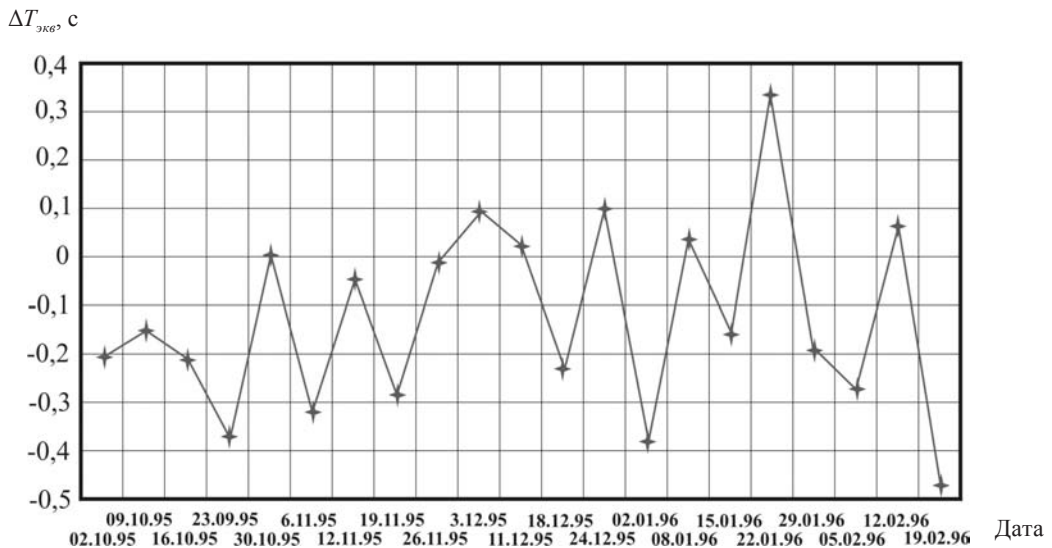


Рис. 1. Ошибки прогнозирования $\Delta T_{экв}$ продольного движения КА «Січ-1»

Анализ точностных показателей двух баллистических технологий был проведен [1, 2, 4, 5, 7] сравнением ошибок прогнозирования времени полета КА на недельном интервале при использовании НУ, полученных с использованием многопунктовой и однопунктовых технологий:

- при управлении полетом КА «Січ-1» ЦУП ЦНИИМаш (с 31.08.1995 г. по 09.10.1995 г.) с использованием многопунктовой технологии. В этот период в ЦУП–Е в режиме тестирования также функционировала однопунктовая технология с радиоконтролем орбиты, проводимым одним пунктом наблюдения (рис. 2);
- с привлечением материалов РФ по баллистико-навигационному обеспечению управления КА «Океан-ОЭ» (1983–1984 гг.), полет которого происходил в период солнечной активности, соответствующий моменту запуска КА «Січ-1» (рис. 3), при этом временной сдвиг между периодами эксплуатации составляет ~11 лет, что соответствует 11-летнему циклу солнечной активности.

В ходе работ по управлению полетом египетского спутника EgyptSat-1 было осуществлено прямое сравнение точности введенной в эксплуатацию в Египте

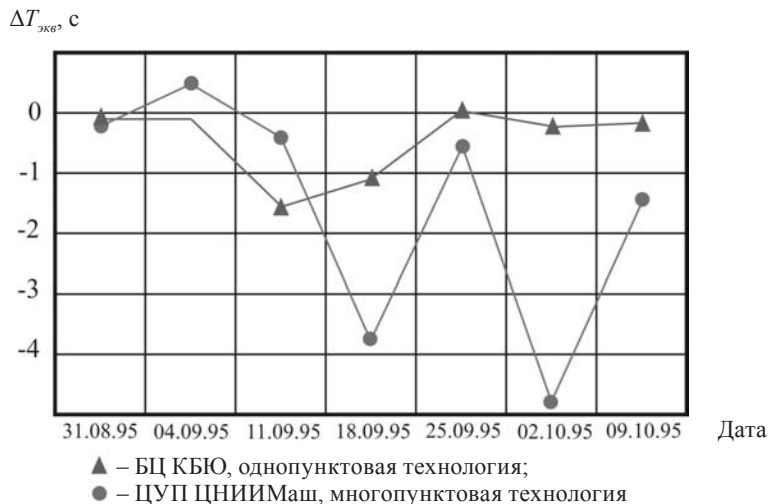


Рис. 2. Ошибки прогнозирования $\Delta T_{экв}$ продольного движения КА «Січ-1»

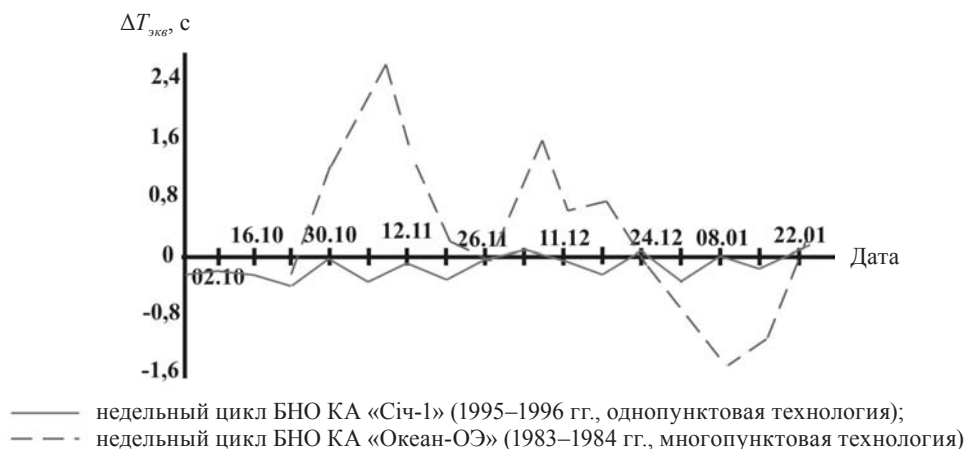


Рис. 3. Ошибки прогнозирования $\Delta T_{\text{экв}}$ продольного движения КА «Січ-1» и КА «Океан-ОЭ» на недельном интервале

однопунктовой баллистической технологии уточнения и прогнозирования параметров орбиты спутника с результатами, полученными американской системой NORAD. Для сравнения результатов принималась следующая технология проведения работ.

Однопунктовая баллистическая технология уточнения параметров орбит египетского спутника EgyptSat-1 функционировала в штатном режиме – осуществляла циклическое, через одну неделю (~100 витков полета) уточнение параметров орбит по измерительной информации наземной станции DRTF (установлена в г. Каир, Египет). С использованием ПИК проводилось прогнозирование параметров орбиты спутника на недельный интервал. После очередного уточнения параметров орбиты спутника определялись разности времен пересечения экватора $\Delta T_{\text{экв}}^1$ по прогнозируемому и уточненному значениям.

Аналогичный (представленному выше) алгоритм был использован для получения оценок по $\Delta T_{\text{экв}}^2$ соответствующих данным контроля орбиты спутника EgyptSat-1 системой NORAD и прогнозирования по этим данным параметров орбиты с использованием программной системы AGI STK.

По результатам полученных оценок $\Delta T_{\text{экв}}^1$ и $\Delta T_{\text{экв}}^2$ построен график (рис. 4) точности прогнозирования на недельном интервале времени прохождения спутником EgyptSat-1 восходящего узла орбиты.

Сравнение представленных графиков позволяет заключить, что точность прогнозирования на недельном интервале продольного движения спутника EgyptSat-1 по крайней мере, не хуже (реально – лучше) точности прогнозирования продольного движения, обеспечиваемой средствами системы NORAD и STK. Некоторое смещение по оси ординат графика $\Delta T_{\text{экв}}^1$ обусловлено отличием используемого в расчетах баллистического коэффициента от реализуемого в полете значения (уточнение баллистического коэффициента не производилось).

Представленные на графиках рис. 1–4 данные позволяют сделать также вывод об устойчивости процесса определения параметров орбиты спутника методами однопунктовой баллистической технологии.

Подтвержденная практикой достаточно высокая точность определения параметров орбиты спутника и устойчивость получения решений по параметрам орбиты определяют высокие эксплуатационные качества однопунктовой баллистической технологии.

Выводы. Представлены оценки погрешностей прогнозирования продольного движения спутников «Січ-1» и EgyptSat-1 по данным баллистико-навигационно-

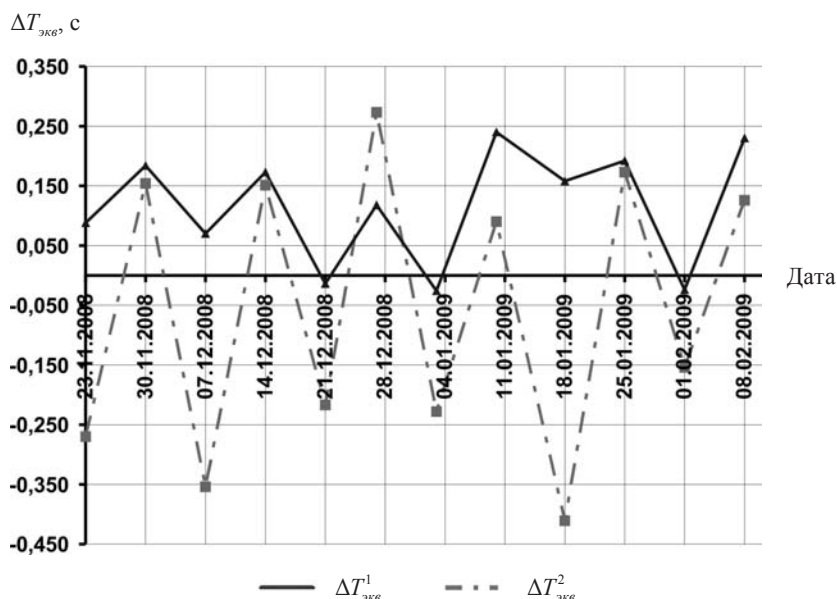


Рис. 4. Сравнительный анализ точности прогнозирования на недельном интервале времени прохождения спутником EgyptSat-1 восходящего узла ПИК и STK

го обеспечения их полета с использованием начальных условий движения, определенных методами однопунктовой баллистической технологии.

Проведено сравнение погрешностей прогнозирования продольного движения спутников методами многопунктовой и однопунктовой технологий.

Однопунктовая баллистическая технология, реализованная в ПИК, на практике обеспечила устойчивость определения параметров орбиты спутника.

Точностные показатели и устойчивость процесса баллистико-навигационного обеспечения полета спутников позволяет рекомендовать однопунктовую баллистическую технологию к использованию в структурах ЦУП.

Библиографические ссылки

1. **Маштак И. В.** Апостериорная оценка точности БНО полета КА «Січ-1»: науч.-исслед. работа / И. В. Маштак, А. Д. Шептун. – Днепропетровск: ГП КБ «Южное», 1998. – 174 с.
2. **Маштак И. В.** Однопунктовая баллистическая технология баллистико-навигационного обеспечения управления полетом КА «Січ-1»: науч.-исслед. работа / И. В. Маштак, А. Д. Шептун. – Днепропетровск: ГП КБ «Южное», 1996. – 77 с.
3. **Маштак И. В.** Однопунктовая баллистическая технология определения параметров орбит спутников. Обоснование, стратегия радиоконтроля орбиты / И. В. Маштак, А. Д. Шептун // Системи озброєння та військова техніка. – 2013. – № 8.
4. **Маштак И. В.** Оптимизация планирования радиоконтроля орбиты КА «Січ-1»: науч.-исслед. работа / И. В. Маштак, А. Д. Шептун. – Днепропетровск: ГП КБ «Южное», 1996. – 92 с.
5. Методика определения орбиты КА типа «Океан-О» по ИТНП системы «Куб-Контур»: науч.-техн. отчет. – Днепропетровск: ГП КБ «Южное», 1996. – 66 с.
6. Программное обеспечение оптимизации планирования радиоконтроля орбиты: науч.-техн. отчет. – Днепропетровск: ГП КБ «Южное», 1996. – 130 с.
7. **Шептун А. Д.** Методика проведения исследований по оптимизации назначения сеансов радиоконтроля орбит КА: науч.-исслед. работа / А. Д. Шептун. – Днепропетровск: НПВЦ Южинтех-М, 1996. – 47 с.
8. **Эльясберг П. Е.** Введение в теорию полета искусственных спутников Земли / П. Е. Эльясберг. – М.: Наука, 1965. – 540 с.

Надійшла до редколегії 24.10.2013.