

Зная временной интервал между измерениями и технические характеристики двигателя маховика, можно сформулировать критерий физической достоверности данных. Если разность между двумя последовательными измерениями превышает по абсолютной величине максимально возможное приращение скорости вращения, которое способен создать двигатель маховика за время, равное интервалу между измерениями, последнее измерение можно считать недостоверным.

Если информация удовлетворяет всем трем критериям, можно считать, что она не содержит грубых ошибок.

Для минимизации влияния на оценку момента периодических факторов, действующих с частотой, кратной орбитальной, предлагается для оценивания выделить набор измерений, попадающих в интервал, кратный периоду обращения спутника вокруг Земли.

Сформированный набор измерений  $\Omega_i = \Omega(t_i)$  необходимо аппроксимировать линейной функцией:

$$\Omega_i = a + b(t_i - t_0),$$

где  $t_0$  — первый временной отсчет в сформированном наборе измерений,  $t_i$  — текущий момент времени,  $a$ ,  $b$  — параметры аппроксимирующей функции, определяемые по методу линейной регрессии;

$$a = \frac{(\sum \Omega_i) [\sum (t_i - t_0)^2] - [\sum \Omega_i (t_i - t_0)] [\sum (t_i - t_0)]}{N \sum (t_i - t_0)^2 - [\sum (t_i - t_0)]^2},$$

$$b = \frac{N \sum \Omega_i (t_i - t_0) - (\sum \Omega_i) [\sum (t_i - t_0)]}{N \sum (t_i - t_0)^2 - [\sum (t_i - t_0)]^2}.$$

Везде суммирование производится по  $i = 1, \dots, N$ , где  $N$  — количество записей угловой скорости вращения маховика в массиве после отбраковки сбойной информации.

Уточненная оценка постоянной составляющей возмущающего момента определяется выражением

$$\hat{M}_T = m \frac{b}{T_0},$$

где  $m$  — масштабный коэффициент,  $T_0$  — период обращения спутника вокруг Земли.

Методика оперативного и послесоединенного оценивания момента были внедрены в Центре управления полетом КА «Океан-О» в процессе летных испытаний и опытной эксплуатации спутника, а использование полученных оценок для управления положением панели солнечной батареи позволило сократить число включений привода солнечной батареи.

#### DEFINITION OF DISTURBING MOMENT EFFECTING ON SATELLITE IN FLIGHT BY TELEMETRY DATA

C. G. Belousov, A. G. Melanchenko

A method of estimation of a constant component disturbing moment in a pitch channel using a variation of rotation speed of the pitch momentum wheel is offered. A set of reliability criteria for rejection of uncertain telemetry measurements is used. The method was approved and realized by Mission control centre of «Ocean-O» satellite.

УДК 531.55:629.783(477)

## БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТА ПЕРВОГО УКРАИНСКОГО СПУТНИКА «СІЧ-1». РЕЗУЛЬТАТЫ И ДОСТИЖЕНИЯ

© А. М. Иванов, И. В. Маштак, В. В. Шкарупин

Державне конструкторське бюро «Піденне» ім. М. К. Янгеля

Наведено основні принципи, на яких побудовано балістико-навігаційне забезпечення польоту першого українського супутника «Січ-1». Приведено конкретні дані з визначення параметрів орбіти, отримані під час керування космічним апаратом, а також еволюція періоду обертання супутника.

### ВВЕДЕНИЕ

Запуск первого украинского спутника «Січ-1» состоялся 31 августа 1995 г. Спутник был выведен на орбиту ракетой носителем «Циклон» с космодрома

Плесецк. Реализация космической программы стала важным этапом в создании космической отрасли Украины и потребовала наряду с разработкой КА создания наземной инфраструктуры:  
— управления полетом КА;

- сбора и обработки информации;
- баллистико-навигационного обеспечения (БНО) полета КА.

Особенностью украинского БНО явилась реализация однопunktовой технологии, в отличие от применявшейся в бывшем СССР многоpunktовой.

В статье приведены основные результаты БНО КА «Січ-1» на основе однопunktовой технологии и ее сравнение с многоpunktовой (по точности определения параметров орбиты), подводятся итоги работ по прогнозированию движения КА на протяжении 3.5 лет эксплуатации.

#### РЕЗУЛЬТАТЫ БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТА КА «СІЧ-1»

Украина до запуска КА «Січ-1» не имела опыта в организации баллистико-навигационного обеспечения эксплуатации КА. Дополнительно к этому национальный наземный комплекс управления полетом располагал только одним измерительным пунктом, информация которого должна была использоваться для уточнения орбиты КА. Баллистико-навигационное обеспечение полета аналогичных КА в бывшем СССР и в России осуществляется на основе измерений трех-пяти наземных измерительных пунктов.

Из-за ошибок выведения, прежде всего по периоду обращения, происходит быстрый «уход» КА из диаграммы направленности антенны, ориентация которой осуществляется в соответствии с расчетной (номинальной) траекторией. При многоpunktовой технологии необходимый объем измерений (6—8 сеансов радиоконтроля) осуществляется на двух витках орбиты, при однопunktовой технологии тот же объем «набирается» на 22 витках, т. е. на порядок дольше. В итоге при реализации ошибок выведения КА по периоду, близких к максимальному ( $\approx 5$  с), к исходу восьмого витка полета космический аппарат смещается за диаграмму направленности антенн, и необходимый объем информации не может быть получен.

В связи с изложенными обстоятельствами баллистико-навигационное обеспечение полета КА в первый месяц его эксплуатации осуществлялось совместно: Россией с использованием многоpunktовой технологии, Украиной — на основе измерений одного пункта; в дальнейшем — только Украиной.

Начальный период БНО полета КА. Для КА с высотами полета 600—800 км общепринятой является следующая технология проведения работ по БНО полета КА:

- 1) измерение текущих навигационных парамет-

ров (ИТНП), чаще всего радиальной дальности  $R$  и радиальной скорости полета КА относительно пункта наблюдения в зоне радиовидимости пункта наблюдения;

- 2) уточнение параметров орбиты КА по ИТНП;
- 3) прогнозирование движения КА на заданный промежуток времени (интервал планирования);
- 4) повторение операций 1—3 по завершению принятого интервала планирования.

Длительность интервала планирования определяется величиной ошибок прогнозирования траектории движения КА, обусловленных как неточностями предыдущего уточнения параметров орбиты по ИТНП, так и погрешностями используемой модели расчета траектории. На выполнение операций 1 и 2 обычно отводится двое суток. С уменьшением той и другой составляющих ошибок прогнозирования полета КА допустимый интервал прогнозирования увеличивается.

В наибольшей степени упомянутые ошибки влияют на местоположение КА по направлению скорости полета — на время «выхода» КА в восходящий узел к концу интервала планирования —  $\Delta t_s$ . Используя величину  $\Delta t_s$  как оценку точности прогнозирования движения КА, на рис. 1 помещены данные для однопunktовой (ломаная 1) и много-

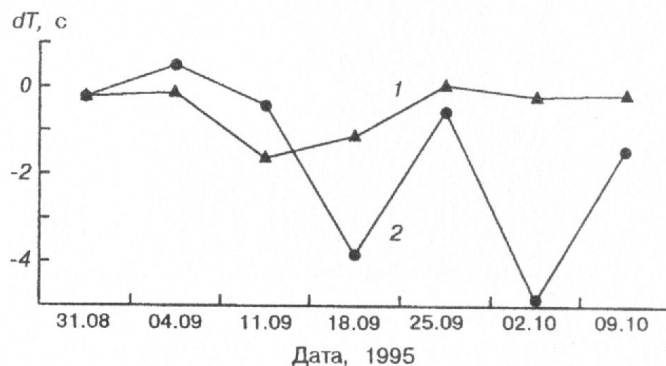


Рис. 1. Графики уточнения времени выхода на экватор на начальном этапе БНО

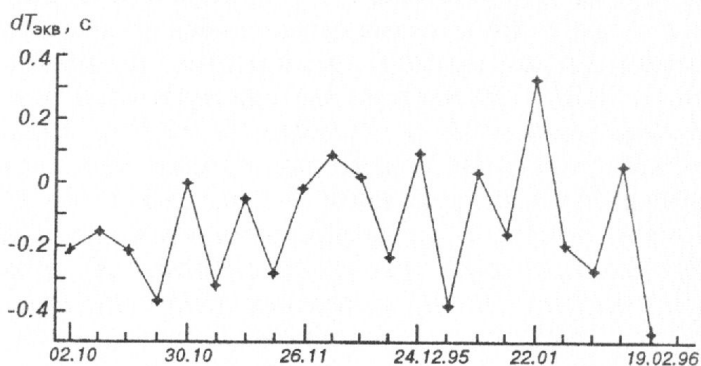


Рис. 2. Величина уточнения времени выхода на экватор при однонедельном цикле БНО

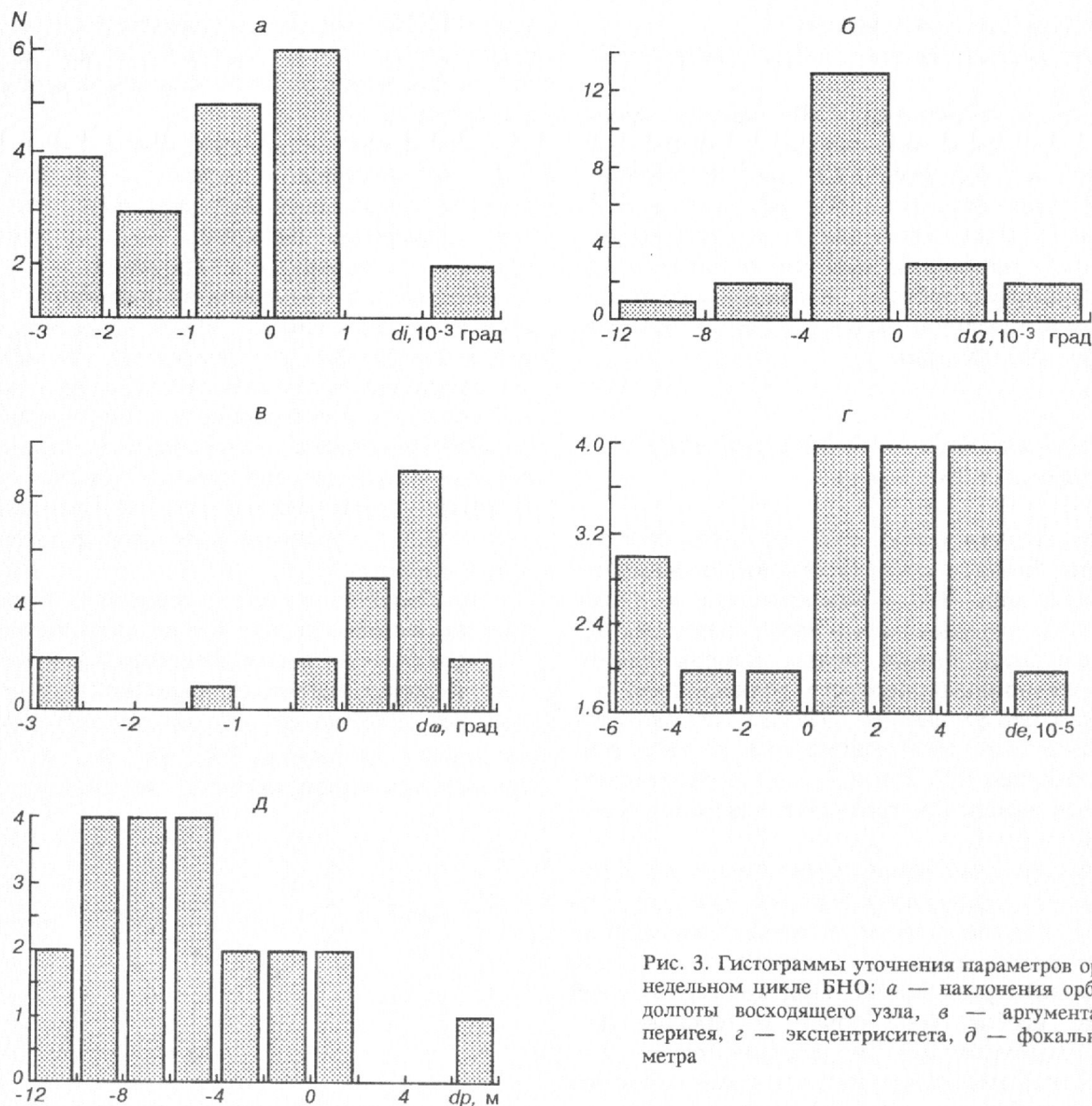


Рис. 3. Гистограммы уточнения параметров орбиты при недельном цикле БНО: а — наклонения орбиты, б — долготы восходящего узла, в — аргумента широты перигея, г — эксцентриситета, д — фокального параметра

пунктовой (ломаная 2) технологий в начальный период полета (с 31.08.95 по 9.10.95) для недельного интервала планирования. Из графических данных следует, что максимальная ошибка по времени выхода КА на экватор при прогнозе на неделю вперед (100—120 витков) для однопунктовой технологии находится в пределах 0...–1.5 с (семь циклов уточнений параметров орбиты КА), для многопунктовой технологии — +0.5...–5 с. Более высокая точность прогнозирования движения КА при однопунктовой технологии объясняется большей временной базой проведения измерений орбиты (однопунктовая технология — 22 витка, многопунктовая — 2–3 витка).

Период эксплуатации КА на основе национальных средств измерений. С 11 апреля 1995 г. БНО

полета КА «Сич-1» осуществлялось на основе измерений одним национальным наземным пунктом с недельным циклом повторения операций:

- в понедельник и вторник — измерение навигационных параметров на шести-восьми видимых витках, уточнение начальных условий движения, прогнозирование движения КА на неделю вперед;
- функционирование специализированной аппаратуры с использованием уточненной орбиты.

По результатам БНО в наибольшей степени подвержено уточнению время выхода КА в восходящий узел орбиты в конце семидневного интервала прогнозирования (рис. 2), отражающее смещение местоположения КА вдоль орбиты. Это смещение по времени не превышает  $\pm 0.5$  с ( $\pm 4$  км).



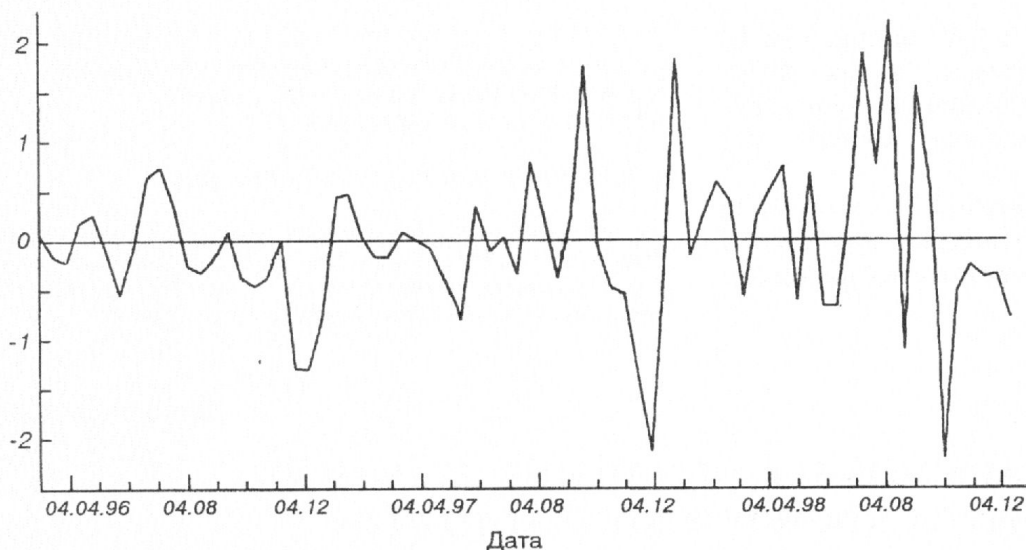


Рис. 4. График уточнения времени выхода на экватор при двухнедельном цикле БНО

Уточнение местоположения КА по нормали и вектору скорости примерно на порядок меньше приведенной величины линейного смещения.

В целом однопунктовая баллистическая технология обеспечила более высокую точность прогнозирования движения КА по сравнению с многопунктовой — уточнение времени выхода на экватор (наиболее характерный параметр) оказалось в пять и более раз меньше по сравнению с данными для многопунктовой технологии.

Гистограммы распределения уточнения параметров орбиты представлены на рис. 3.

Учитывая, что точность прогнозирования движения КА оказалась высокой, с 4 марта 1996 г. цикл проведения БНО был увеличен до двух недель. Ошибки прогнозирования местоположения КА в конце двухнедельного интервала увеличились (рис. 4), уточнение времени выхода КА в восходящий узел  $\Delta t_{\Omega}$  в конце этого интервала не превысило  $\pm 2.2$  с и, тем не менее, оказались все же меньшими, чем для многопунктовой технологии.

График уточнения  $\Delta t_{\Omega}$  симметричен относительно оси абсцисс, имеет «пилообразный» характер, не имеет тенденции к смещению в одну из сторон (в + или -), с течением времени заметна тенденция к возрастанию величин уточнения  $\Delta t_{\Omega}$ . Последнее обстоятельство обусловлено нарастанием солнечной активности, определяющей увеличение и неустойчивость плотности верхней атмосферы, и соответственно торможение КА. С момента запуска КА 31 августа 1995 г. по декабрь 1998 г. индекс солнечной активности увеличился примерно в два раза, его разбросы увеличились в пять раз. Графики изменения фокального параметра и драконического периода показаны на рис. 5, 6.

Основные итоги БНО полета КА на основе однопунктовой технологии. Основными результа-

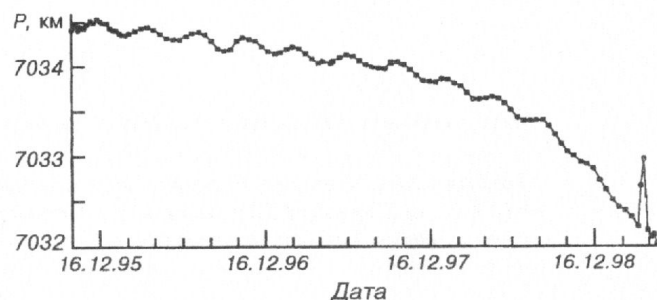


Рис. 5. График изменения фокального параметра полета КА «Сич-1» за 3.5 года

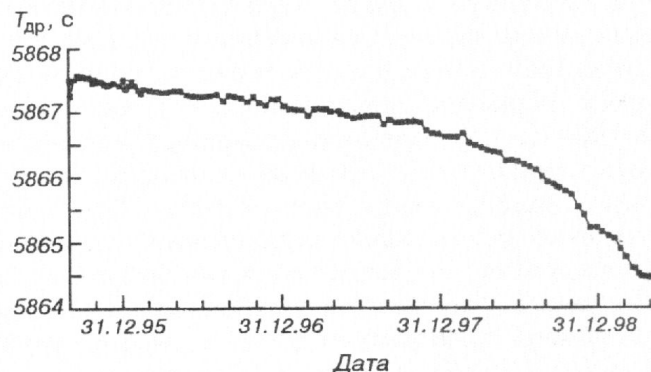


Рис. 6. График изменения ракового периода полета КА «Сич-1» за 3.5 года

тами работ баллистико-навигационного обеспечения полета КА «Сич-1» являются:

1) экспериментальное подтверждение возможности определения параметров орбиты на основе измерений ТНП одним пунктом (однопунктовая технология);

2) устойчивость решения краевой задачи определения параметров орбиты на длительном интервале

времени по сумме измерений в 6-8 сеансах как на недельном, так и на двухнедельном циклах РКО;

3) высокая точность определения местоположения КА на орбите, превышающая точность для многопунктовой технологии;

4) введение 2-недельного цикла БНО позволило упростить технологию планирования применения бортового исследовательского комплекса дистанционного зондирования Земли.

#### BALLISTIC-NAVIGATIONAL SUPPORT OF SICH-1 FLIGHT, THE FIRST UKRAINIAN SATELLITE. RESULTS AND ATTAINMENTS

A. M. Ivanov, I. V. Mashtak, V. V. Shkarupin

The basic principles on which ballistic-navigational support of Sich-1 flight, of the first Ukrainian satellite, are adduced. The concrete data of orbit parameters determination are obtained during space vehicle control and so the evolution of satellite rotation period.

УДК 531.55:629.783(477)

## ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ УТОЧНЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА МОМЕНТ ОТДЕЛЕНИЯ ПО ОДНОМУ СЕАНСУ ИЗМЕРЕНИЙ

© О. В. Кошевой

Центр керування польотами космічних апаратів, м. Євпаторія

Розглядаються питання балістико-навігаційного забезпечення керування КА у початковий період польоту при однопунктній технології. Пропонується методика наближеного оцінювання параметрів руху за одним сеансом вимірювань.

Баллистико-навигационное обеспечение (БНО) управления полетом космического аппарата непосредственно после отделения при однопунктной технологии сопряжено с рядом трудностей. Во-первых, неточно известно местоположение центра масс КА на расчетной орбите из-за возможных ошибок выведения. Наиболее существенной, с точки зрения БНО, является погрешность по периоду обращения, которая приводит к вековому (пропорционально времени полета) уходу вдоль орбиты. Во-вторых, существуют значительные ограничения условий видности объекта радиотехническими средствами.

Так, для перспективных украинских систем дистанционного зондирования Земли с высотой круговой орбиты около 600 км КА попадают в зону радиовидности наземного пункта 4-5 раз в сутки. Временные интервалы между сеансами связи могут достигать 11 часов. В-третьих, накапливаемая в начальный период полета ошибка вдоль орбиты в ряде случаев не позволит с требуемой точностью рассчитать целеуказания антенным системам наземного автоматизированного комплекса управления Украины для проведения операций командно-программного обеспечения, приема телеметрической и измерительной информации с борта КА.

В связи с этим особый интерес представляет уточнение элементов орбиты по измерениям текущих навигационных параметров, полученным на

первом видимом витке после отделения КА от ракеты-носителя.

Движение КА может быть представлено детерминированной динамической моделью шестого порядка:

$$\dot{P}(t) = f(P(t), q, t), \quad (1)$$

где  $P(t)$  — вектор-функция параметров движения в выбранной системе координат,  $q$  — вектор характеристик движения. В данной постановке задачи под уточняемыми характеристиками в системе уравнений (1) следует понимать вектор  $P(t_0)$  параметров движения КА на момент отделения, который в дальнейшем будем именовать начальными условиями движения.

Для оценивания элементов вектора  $q$  по измерениям текущих навигационных параметров в практике БНО обычно [1, 2, 4, 5] используется статистический метод максимального правдоподобия. В случае распределения погрешностей измерений по нормальному закону, что свойственно основной массе радиотехнических средств [1], он сводится к методу наименьших квадратов (МНК). Для получения оценок используется связь измеряемой функции с начальными условиями. Нормальная система уравнений, полученная методом неопределенных множителей Лагранжа, имеет вид [5]

$$C\delta q = A^T K_h^{-1} \delta h, \quad (2)$$