



ИПМ им.М.В.Келдыша РАН • Электронная библиотека

Препринты ИПМ • Препринт № 10 за 1999 г.



ISSN 2071-2898 (Print)  
ISSN 2071-2901 (Online)

Аким Э.Л., Горохова А.А.,  
Степаньянц В. А., Тучин А. Г.

Контроль траектории  
выведения по данным  
траекторных измерений

**Рекомендуемая форма библиографической ссылки:** Контроль траектории выведения по данным траекторных измерений / Э.Л.Аким [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 1999. № 10. 18 с.

URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=1999-10>

**Российская Академия Наук**

Ордена Ленина

**Институт прикладной математики**

**им. М.В. Келдыша**

Э.Л. Аким, А.А. Горохова,  
В.А. Степаньянц, А.Г. Тучин

**Контроль траектории выведения по  
данным траекторных измерений**

Москва  
1999

## Аннотация

Определение параметров движения космического аппарата (КА) на участке выведения является важной частью навигационного обеспечения управления полётом. Для контроля выведения используется сеть наземных измерительных пунктов, которые обеспечивают измерения дальности, азимута и угла места в различных комбинациях. Результатом контроля является вектор состояния и другие данные, позволяющие определять находится ли реальная траектория в допустимой трубке от номинальной траектории. Кроме того в результате контроля участка выведения получают самые первые данные об орбите, на которую выведен КА.

В работе приведены статистические данные по контролю участков выведения транспортных пилотируемых и грузовых космических кораблей “Союз” и “Прогресс”, полученные в Баллистическом центре ИПМ им. М.В. Келдыша в ходе работ по программе “МИР” в период с 1988 по 1998 г.

**E. Akim, A. Gorokhova, V. Stepaniants, A. Tuchin. Tracking of the launch-vehicle during the insertion to earth orbit**

The paper presents algorithms, software and experience results of the system for the trajectory monitoring during the injection to LEO. The system was used at the KIAM for monitoring the launch vehicle's trajectories of the spacecraft (SC) Progress and Soyuz directed to MIR orbital complex. The SC insertion to the LEO was monitored by range and angular measurements from the ground tracking stations located along the launch track. The system gives the state vector and others parameters of the SC motion as result of the measurement processing. Also the system allows to obtain the earliest orbital parameters of SC after engine operating is ended. The paper contains the statistical results for tracking of the Soyuz and Progress SC during the insertion to LEO from 1988 to 1998. The accuracy of the state vector estimation can be increased by using GPS and GLONASS navigation systems at the SC. In the paper we present the results of system work simulating with processing both measurements and navigation system data.

## Введение

Начиная с запуска орбитальной станции “САЛЮТ-6”, в ИПМ проводятся работы по навигации и расчёту параметров управления КА “СОЮЗ” и “ПРОГРЕСС”, направляемых к орбитальным космическим станциям: “САЛЮТ-6” “САЛЮТ-7” и “МИР”. Составной частью этих работ являются работы по определению параметров движения КА на участке выведения, проводящиеся в ходе полёта в реальном времени.

Измерения от станций слежения поступают в Баллистический центр Института по линиям связи. Приём и обработку этой информации осуществляет разработанная в ИПМ система аппаратных и программных средств. Запаздывание между поступлением очередной группы измерений и выдачей параметров движения КА, полученных с учётом этих измерений, составляет несколько секунд (не более 10). Результаты передаются в Центр управления полётом и отображаются с шагом 10 секунд. Формат отображения позволяет наблюдать в ходе полёта за отклонением движения КА от расчётной траектории.

На рис. 1 в качестве примера приводятся результаты контроля выведения модуля “Заря” международной космической станции “Альфа”. По оси абсцисс отложено время в секундах от момента старта, а по оси ординат — рассогласования в [км] между определяемой и номинальной траекториями. Жирной линией показано рассогласование вдоль линии прицеливания. Тонкими точками показано рассогласование по высоте, а пунктиром — рассогласование отклонения от плоскости номинальной траектории. Метка в форме кружка, которая поставлена правее последней точки каждой кривой графика, показывает эталонное значение, соответствующее этой кривой. Это значение получено после обработки измерений пассивного участка полёта.

За время существования Баллистического центра ИПМ сменилось несколько поколений систем для вычислительной техники различного типа. Работаящая в настоящее время система реализована в среде Unix. Программное обеспечение написано на языке C.



В основе используемой модели движения РН лежит представление фактического движения КА как отклонения от номинальной траектории. Номинальная траектория в виде таблицы подаётся на вход задаче определения параметров траектории КА. Отклонение от этой траектории на ограниченном интервале времени предполагается равноускоренным. Остающиеся невязки рассматриваются как шумовая составляющая. Такая упрощённая модель на практике показала высокую эффективность. Она достаточно точна при малых отклонениях фактического движения от номинального и даёт неплохое качественное представление о движении КА при значительных отклонениях. Для возможных аварийных случаев (манёвр возврата и т. п.) опорные таблицы могут быть заменены на другие, в большей степени соответствующие возникшей ситуации.

Предусмотрено два этапа отбраковки некачественных измерений. На первом этапе в ходе первичной обработки траекторных измерений проверяется правильность их привязки к шкале времени. На втором этапе проверяется соответствие измерений их расчётным значениям с учётом точности знания текущего вектора состояния КА, точности измерений и точности принятой модели движения.

Точность определения вектора состояния можно повысить, если поместить на борту КА приёмник сигналов навигационных систем GPS и Глонасс и передавать с борта КА в центр обработки оценки вектора состояния, получаемые приёмником, а также измерения псевдоскорости и псевдодальности.

## **2. Математическая модель движения ракеты-носителя**

Движение центра масс ракеты-носителя (РН) происходит под действием следующих сил [1] :

- тяги двигателя;
- силы тяжести;
- аэродинамических сил;

- сил Кориолиса, обусловленных вращением ракеты вокруг центра масс и движением топлива и газов относительно корпуса;

- управляющих сил.

Под номинальной траекторией будем понимать движение центра масс РН, которое происходит под действием номинальных значений указанных выше сил, а под реальной траекторией — под действием реальных значений этих сил.

Обозначим ускорение РН, вызываемое номинальным значением указанных выше сил, как  $w_r(t)$ .

Рассмотрим метод, позволяющий определить вектор разности между номинальной и реальной траекториями. Для этого образуем уравнение в вариациях, беря за порождающее решение номинальную траекторию. Уравнение в вариациях позволяет исследовать разность между решениями задачи Коши двух обыкновенных дифференциальных уравнений, правые части которых близки. В частности, если вектор-функция  $x(t)$  — решение задачи Коши для

$$\dot{x} = f(x) + w_1(t), \quad x(t_0) = a_0, \quad (1)$$

а  $y(t)$  — решение задачи Коши для

$$\dot{y} = f(y) + w_2(t), \quad y(t_0) = a_0,$$

для разности  $x(t) - y(t)$  справедливо соотношение:

$$x(t) - y(t) = z(t) + o(\|w_1(t) - w_2(t)\|_{C^1}), \quad (2)$$

где  $\dot{z}(t) = A(t) \cdot z + h(t)$ ,

$$A(t) = \frac{\partial}{\partial x} f(x_0(t)), \quad (3)$$

$$h(t) = w_1(t) - w_2(t).$$

Интересно отметить, что Пуанкаре отнёс первое упоминание о применении этого метода к 1877 году [2].

Движение РН будем рассматривать в, так называемой, стартовой системе координат (ССК), оси которой неподвижно связаны с Землёй. Начало координат помещено в точку старта. Ось  $Y$  направлена вверх по вертикали, прямо противоположно силе тяжести. Ось  $X$  направлена по линии прицеливания. Ось  $Z$  дополняет систему до правой.

Пусть шестимерный вектор  $\begin{pmatrix} r_n(t) \\ v_n(t) \end{pmatrix}$  описывает номинальное движение

центра масс РН, а шестимерный вектор  $\begin{pmatrix} r_r(t) \\ v_r(t) \end{pmatrix}$  — реальное движение РН.

Для указанных векторов справедливы следующие соотношения:

$$\begin{aligned} r_n &= v_n & r_r &= v_r & (4) \\ v_n &= w_n(t) & v_r &= w_r(t) \end{aligned}$$

Обозначим вектор разности между реальной и номинальной траекториями как

$$\begin{pmatrix} r \\ v \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} r_r \\ v_r \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} r_n \\ v_n \end{pmatrix}.$$

Применение метода уравнения в вариациях для  $\begin{pmatrix} r \\ v \end{pmatrix}$  даёт следующее

уравнение:

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} r \\ v \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} O_3 & E_3 \\ O_3 & O_3 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} r \\ v \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} O \\ W(t) \end{pmatrix}, \quad (5)$$

где  $O_3$  — нулевая матрица  $3 \times 3$ ;

$E_3$  — единичная матрица  $3 \times 3$ ;

$$W(t) = W_r(t) - W_n(t).$$

Следует заметить, что ускорение, вызываемое силой тяжести, можно исключить из суммы ускорений, образующих  $W_r(t)$  и  $W_n(t)$ , и рассматривать



в составе функции  $f(x)$  (в обозначениях уравнения (1)). В этом случае уравнение в вариациях примет вид:

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} r \\ v \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} O_3 & E_3 \\ \frac{\partial g}{\partial r} & O_3 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} r \\ v \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} O \\ W(t) \end{pmatrix}, \quad (6)$$

где  $g(r)$  — вектор — функция ускорений силы тяжести в точке  $r$ ;

$\frac{\partial g}{\partial r}$  — матрица частных производных вектора ускорений силы тяжести по

компонентам вектора положения  $r$ .

### 3. Системы координат

Кроме уже введённой ССК в данной работе для описания движения РН будут ещё использованы две системы координат: начальная стартовая система координат (НССК) и система координат измерительного пункта (СКИП).

НССК — это система координат, центр которой всегда совпадает с ССК, а оси направлены так, как они были направлены у ССК на момент старта. В НССК удобно рассматривать рассогласования между реальным и номинальным движением. Рассогласование по оси  $X$  — это ошибка вдоль линии прицеливания. Рассогласование по оси  $Y$  — это рассогласование по высоте, а рассогласование по оси  $Z$  — это рассогласование, описывающее отклонение реальной траектории от плоскости номинальной траектории.

СКИП — это система координат, центр которой находится в точке расположения антенны станции слежения. Ось  $X$  направлена на север. Ось  $Y$  направлена вверх по вертикали. Ось  $Z$  дополняет систему до правой.

### 4. Уравнения измерений параметров движения

В качестве измеряемых с наземных пунктов параметров движения РН используется наклонная дальность  $D$ , азимут  $A$  — дуга истинного горизонта, от-

считываемая от точки Севера на небесной сфере к востоку до пересечения горизонта с кругом высоты, проходящим через центр масс РН, и угол места  $\delta$  — угловая высота центра масс РН над истинным горизонтом.

Уравнения измерений без учёта времени распространения могут быть записаны в виде:

$$D = \sqrt{x_n^2 + y_n^2 + z_n^2}$$

$$A = \begin{cases} \arccos \frac{x_n}{\sqrt{(x_n^2 + z_n^2)}}, & \text{если } z_n \geq 0 \\ -\arccos \frac{x_n}{\sqrt{(x_n^2 + z_n^2)}}, & \text{если } z_n < 0 \end{cases} \quad (7)$$

$$\gamma = \arcsin \frac{y_n}{\sqrt{(x_n^2 + y_n^2 + z_n^2)}},$$

где  $\{x_n, y_n, z_n\}$  — вектор положения центра масс РН в системе координат измерительного пункта.

### 5. Рекуррентный алгоритм оценки вектора состояния

Задача оценки вектора-состояния РН по траекторным измерениям сводится к задаче оценки состояния динамической системы, математическая модель которой описывается стохастическим дифференциальным уравнением

$$dx = A(t) \cdot x \cdot dt + C(t) \cdot \xi_t, \quad (8)$$

где  $x(t)$  —  $n$  — мерный вектор состояния системы;

$A(t)$  — квадратная матрица порядка  $n \times n$ , элементы которой являются непрерывными функциями времени  $t$ ;

$C(t)$  — матрица порядка  $n \times m$ , элементы которой также являются непрерывными функциями времени;

$\xi_t$  —  $m$  — мерный белый шум с нулевым математическим ожиданием и заданной матрицей интенсивности  $Q_1(t)$  порядка  $m \times m$ .

Начальные условия для системы (8) задаются Гауссовским вектором  $x(t_0)$  с известным математическим ожиданием  $M[x(t_0)] = x_0$  и матрицей ковариаций

$$M[(x_0 - x(t_0)) \cdot (x_0 - x(t_0))^T] = P_0$$

Измерения наблюдаемых параметров проводятся в дискретные моменты времени  $t_1, t_2, \dots, t_N$ . В каждый момент времени используется один из возможных  $K$  каналов. Функцию, сопоставляющую номер измерительного канала моменту времени  $t_i$ ,  $i = \overline{1, N}$ , обозначим через  $\varphi$  так, что  $j = \varphi(t_i)$ ,  $j = \overline{1, K}$ .

Для каждого  $j$  — го канала наблюдения справедливы соотношения

$$Z_j(t_i) = H_j(t_i) \cdot x(t_i) + \eta_j(t_i),$$

где  $Z_j$  — вектор параметров, измеряемых  $j$  — ым каналом  $j = \varphi(t_i)$  размерности  $r_j$ ;

$H_j(t_i)$  — матрица размерности  $r_j \times n$ ;

$\eta_j(t_i)$  — случайный Гауссовский вектор, имеющий нулевое математическое

ожидание и ковариационную матрицу  $R_j(t_i)$ .

В качестве матрицы  $A(t)$  может выступать матрица

$$\begin{pmatrix} O_3 & E_3 \\ O_3 & O_3 \end{pmatrix} \quad \text{или} \quad \begin{pmatrix} O_3 & E_3 \\ \frac{\partial g}{\partial r} & E_3 \end{pmatrix}$$

в зависимости от выбора модели. Матрица  $H_j$  состоит из строк частных производных измеряемых параметров о вектору состояния. Число строк  $r_j$  опре-

деляется числом измерений, имеющихся на момент  $t_i$ .

Так как измерения проводятся в дискретные моменты времени, следует рассмотреть разностный аналог дифференциального уравнения (8). Для этого введём обозначения:

$$X_i = X(t_i); \quad \Phi_i = \Phi(t_{i+1}, t_i);$$

$$Q_i = \int_{t_i}^{t_{i+1}} \Phi(t_{i+1}, \tau) \cdot C(\tau) \cdot Q_1(\tau) \cdot C^T(\tau) \cdot \Phi^T(t_{i+1}, \tau) dt,$$

где  $\frac{d}{dt} \Phi(t, t_i) = A(t) \cdot \Phi(t, t_i) \quad t_i \leq t \leq t_{i+1}$  (9)

Также обозначим:

$$Z_i = Z_{\varphi(t_i)}(t_i), \quad H_i = H_{\varphi(t_i)}(t_i), \quad R_i = R_{\varphi(t_i)}(t_i) \quad (10)$$

Разностный аналог уравнения (8) с учётом обозначений (9) и (10) имеет вид:

$$X_{i+1} = \Phi_i X_i + V_i,$$

$$Z_i = H_i X_i + \eta_i, \quad (11)$$

где  $M[V_i] = 0, \quad M[V_i^T V_i] = Q_i$  (12)

Для оценки вектора состояния системы использован алгоритм Калмана в форме текущей оценки. На момент  $t_i$  оценка  $\hat{X}_i$  определяется по измерению  $z_i$ , поступившего на данный момент по формулам:

$$X_i = \Phi_{i-1} X_{i-1} + P_i H_i^T R_i^{-1} [z_i - H_i \Phi_{i-1} X_{i-1}],$$

$$P_i = P_i - P_i H_i^T [H_i P_i H_i^T + R_i]^{-1} H_i P_i, \quad (13)$$

$$P_i = \Phi_{i-1} P_{i-1} \Phi_{i-1}^T + Q_{i-1}, \quad i = \overline{1, N},$$

$$X_0 = X_0.$$

Здесь  $P_i$  является матрицей ковариаций оценки  $X_i$ , полученной с учётом измерения на момент  $t_i$ , а  $P_i$  — матрицей ковариаций оценки прогноза  $X_{i,i+1}$  вектора состояния, полученной без учёта последнего.

## 6. Алгоритм идентификации резко выделяющихся измерений

Анализ траекторных измерений большого числа КА показывает, что ошибки основной части измерений распределены по закону близкому к нормальному. Это соответствует используемым алгоритмам статистического оценивания параметров РН. Однако имеются измерения с грубыми ошибками, обусловленными искажениями при передаче по линиям связи, неисправностями измерительной аппаратуры или другими причинами. Такие измерения должны быть исключены из обработки.

Отбраковка некачественных измерений осуществляется в два этапа.

На первом этапе анализ качества измерений проводится алгоритмами, не зависящими от процедуры оценивания. Проверяется соответствие измерений требованиям технической документации, допустимому диапазону времени и т.п.

На втором этапе проверяется соответствие измерений их расчётным значениям с учётом точности знания текущего вектора состояния КА, точности измерений и точности принятой модели движения.

Алгоритм отбраковки аномальных измерений использует прогнозирование оценки матрицы ковариаций невязок вновь поступающих в обработку измерений. Под невязкой  $z_i$  понимается разность между измеренным значением параметра и его расчётным значением на этот же момент времени с использованием прогноза оценки вектора состояния на один шаг

$$z_i = z_i - H_i x_{i,i-1}. \quad (14)$$

Очевидно, что

$$M[z_i \cdot z_i^T] = H_i P_i H_i + R_i. \quad (15)$$

Алгоритм отбраковки резко выделяющихся измерений построен следующим образом. При поступлении очередного измерения  $z_j$  вычисляется невязка векторного измерения

$$z_j = z_{\varphi(t_j)}(t_j) - H_{\varphi(t_j)}(t_j) [\Phi_{i-1} x_{i-1} + \Gamma_{i-1}],$$

где индекс  $j = \varphi(t_j)$  определяет канал и вид измерений. Затем вычисляется оценка матрицы ковариаций невязок с использованием формулы (15)

$$M[z_j z_j^T] = H_i P_i H_i + R_i = [V_{sq}(t_i)],$$

где  $s, q = 1, 2, \dots, r_j$ . Далее, для каждой компоненты вектора невязок  $z_j^{(q)}$ ,  $q = 1, 2, \dots, r_j$ , проверяется условие

$$\left| z_j^{(q)} \right| < 3 \cdot \sqrt{V_{qq}(t_i)}. \quad (16)$$

Если хотя бы для одной из компонент вектора невязок это условие не выполняется, измерение  $z_j$  идентифицируется как аномальное и не используется в алгоритме фильтрации. В случае, если вектор невязок распределён по нормальному закону, условное распределение любой его компоненты при фиксированных остальных также является нормальным с дисперсией, равной соответствующему диагональному элементу матрицы ковариаций [6], что и обосновывает возможность применения критерия отбраковки (16). В случае произвольного закона распределения погрешностей измерений и возмущений данный алгоритм носит эвристический характер.

### Анализ результатов работы системы

В этом разделе предпринята попытка оценить эффективность работы сис-

темы на основе изучения фактических результатов слежения за движением КА. Имеющиеся данные позволяют также судить о характере ошибок выведения КА на орбиту ИСЗ. В качестве параметров, характеризующих работу системы и качество выведения КА на орбиту ИСЗ, рассматриваются :

- ковариационная оценка точности определения параметров движения РН,
- оценка фактической точности определения вектора-состояния РН в конце активного участка, полученная путем сравнения с вектором состояния КА в начале пассивной траектории,
- средние статистические характеристики рассогласований между фактической и номинальной траекториями.

В таблицах 1-5 содержится список КА, при выведении которых слежение осуществлялось с использованием современного состояния системы. В каждой из этих таблиц перечислены КА, для которых использовалась одна и та же номинальная траектория. Каждой номинальной траектории присвоен условный номер. Всего таких траекторий – 5.

Таблица 1.

Номинальная траектория 1.

| Название КА   | Дата       | Время старта (Московское декр.) |
|---------------|------------|---------------------------------|
| ПРОГРЕСС-39   | 1988.12.25 | 07.11.37                        |
| ПРОГРЕСС-41   | 1989.03.16 | 21.54.15                        |
| ПРОГРЕСС-42   | 1990.05.05 | 23.44.01                        |
| ПРОГРЕСС М-4  | 1990.08.15 | 07.00.41                        |
| ПРОГРЕСС М-5  | 1990.09.27 | 13.37.42                        |
| ПРОГРЕСС М-6  | 1991.01.14 | 17.50.27                        |
| ПРОГРЕСС М-7  | 1991.03.19 | 16.05.15                        |
| ПРОГРЕСС М-8  | 1991.05.30 | 11.04.03                        |
| ПРОГРЕСС М-9  | 1991.08.21 | 01.54.10                        |
| ПРОГРЕСС М-10 | 1991.10.17 | 03.05.25                        |
| ПРОГРЕСС М-11 | 1992.01.25 | 10.50.20                        |
| ПРОГРЕСС М-12 | 1992.04.20 | 00.29.25                        |
| ПРОГРЕСС М-13 | 1992.06.30 | 19.43.14                        |
| ПРОГРЕСС М-14 | 1992.08.16 | 01.18.32                        |
| ПРОГРЕСС М-15 | 1992.10.27 | 20.19.41                        |

|               |            |          |
|---------------|------------|----------|
| ПРОГРЕСС М-17 | 1993.03.31 | 06.34.13 |
|---------------|------------|----------|

Таблица 2.

## Номинальная траектория 2.

| Название КА   | Дата       | Время старта (Московское декр.) |
|---------------|------------|---------------------------------|
| ПРОГРЕСС М-19 | 1993.08.11 | 01.23.45                        |
| ПРОГРЕСС М-21 | 1994.01.28 | 05.12.10                        |
| ПРОГРЕСС М-22 | 1994.03.22 | 07.54.12                        |
| ПРОГРЕСС М-23 | 1994.05.22 | 07.30.04                        |
| ПРОГРЕСС М-24 | 1994.08.25 | 17.25.12                        |
| ПРОГРЕСС М-27 | 1995.04.09 | 22.34.12                        |
| ПРОГРЕСС М-28 | 1995.07.20 | 06.04.41                        |
| ПРОГРЕСС М-29 | 1995.10.08 | 21.50.40                        |
| ПРОГРЕСС М-31 | 1996.05.05 | 10.04.18                        |
| ПРОГРЕСС М-32 | 1996.07.31 | 23.00.06                        |
| ПРОГРЕСС М-35 | 1997.07.05 | 07.11.54                        |

Таблица 3.

## Номинальная траектория 3.

| Название КА   | Дата       | Время старта (Московское декр.) |
|---------------|------------|---------------------------------|
| ПРОГРЕСС М-33 | 1996.11.20 | 02.20.38                        |
| ПРОГРЕСС М-34 | 1997.04.06 | 19.04.05                        |
| ПРОГРЕСС М-36 | 1997.10.05 | 18.08.57                        |
| ПРОГРЕСС М-37 | 1997.12.20 | 11.45.02                        |
| ПРОГРЕСС М-38 | 1998.03.15 | 01.45.55                        |
| ПРОГРЕСС М-39 | 1998.05.15 | 01.12.59                        |

Таблица 4.

## Номинальная траектория 4.

| Название КА | Дата старта | Время старта (Московское декр.) |
|-------------|-------------|---------------------------------|
| СОЮЗ ТМ-9   | 1990.02.11  | 09.16.00                        |
| СОЮЗ ТМ-11  | 1990.12.02  | 11.13.32                        |
| СОЮЗ ТМ-12  | 1991.05.18  | 15.50.28                        |
| СОЮЗ ТМ-13  | 1991.10.02  | 08.59.38                        |



|            |            |          |
|------------|------------|----------|
| СОЮЗ ТМ-14 | 1992.03.17 | 13.54.30 |
| СОЮЗ ТМ-15 | 1992.07.27 | 09.08.42 |
| СОЮЗ ТМ-16 | 1993.01.24 | 08.58.05 |
| СОЮЗ ТМ-17 | 1993.07.01 | 17.32.58 |
| СОЮЗ ТМ-18 | 1994.01.08 | 13.05.34 |
| СОЮЗ ТМ-19 | 1994.07.01 | 15.24.50 |
| СОЮЗ ТМ-20 | 1994.10.04 | 01.42.30 |

Таблица 5.

## Номинальная траектория 5.

| Название КА | Дата старта | Время старта<br>(Московское декр.) |
|-------------|-------------|------------------------------------|
| СОЮЗ ТМ-21  | 1995.03.14  | 09.11.34                           |
| СОЮЗ ТМ-22  | 1995.09.03  | 12.00.23                           |
| СОЮЗ ТМ-23  | 1996.02.21  | 15.34.05                           |
| СОЮЗ ТМ-24  | 1996.08.17  | 16.18.03                           |
| СОЮЗ ТМ-25  | 1997.02.10  | 17.09.30                           |
| СОЮЗ ТМ-26  | 1997.08.05  | 18.35.54                           |
| СОЮЗ ТМ-27  | 1998.01.29  | 19.33.42                           |

На рисунках 2-6 отдельно по каждой из групп КА представлены данные, характеризующие качество определения параметров движения и качество выведения РН на орбиту ИСЗ. Параметры, соответствующие отклонению движения РН от номинальной траектории в направлении вектора скорости (оси X в НССК), представлены на рис. 2а, 3а, 4а, 5а, 6а, по вертикали (оси Y в НССК) – на рис. 2б, 3б, 4б, 5б, 6б, ортогонально плоскости орбиты (оси Z в НССК) – на рис. 2с, 3с, 4с, 5с, 6с. Каждый из этих рисунков содержит:

- среднее отклонение по одной из осей X, Y или Z в НССК (жирная линия),
- две огибающие, соответствующие минимальным и максимальным значениям отклонений (крупный пунктир),
- огибающие, соответствующие среднеквадратическому отклонению от среднего (мелкий пунктир),
- точности определения параметра (нижняя часть графика).

Уточнённый вектор состояния РН в конце активного участка можно сопоставить с вектором состояния КА в начале пассивного движения. Точность определения последнего значительно выше, поэтому его можно принять за эталон. Разница между двумя векторами характеризует ошибку определения движения РН на активном участке траектории. Для получения эталонных значений использовались вектора-состояния КА (ЭВС), полученные по измерениям пассивного движения на двух первых витках полёта КА, преобразованные в систему координат НССК. На рисунках 2-6 данные, полученные по эталонным векторам состояния, изображены в виде метки в правой части графика. Они характеризуют фактическую точность определения орбиты в конце активного участка, полученную по независимой информации.

Метка чёрный треугольник соответствует среднему движению. Метки формы малый кружок — огибающим, соответствующим среднеквадратическому отклонению, а метки формы большой кружок — огибающим, соответствующим минимальному и максимальному рассогласованиям.

Для получения апостериорной точности определения параметров движения сравнивались две орбиты. Первая соответствовала вектору состояния в конце участка выведения. Вторая — результату определения орбиты на пассивном участке первых двух витков. Вторая орбита принималась за эталон. Статистика результатов сравнений приведена в табл. 6.

Таблица 6.

Результаты сравнения орбиты, полученной по вектору состояния на конце участка выведения, и эталонной орбиты.

|                            | $H_{\min}$ , км | $H_{\max}$ , км | $T$ , с | $I$ , °   |
|----------------------------|-----------------|-----------------|---------|-----------|
| Среднее значение           | -0.661          | 3.620           | 0.038   | -0.000231 |
| Среднеквадратическое откл. | 3.474           | 11.335          | 0.118   | 0.011126  |

Данная работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант 96-01-01060).

## Литература

1. Абгарян К.А., Калязин Э.Л., Мишин В.П. и др.. Динамика ракет. М., “Машиностроение”, 1990 — 464с.
2. Анри Пуанкаре. Новые методы небесной механики. I./Анри Пуанкаре “Избранные труды” ., т.1., М., “Наука”, 1971—771с.
3. А.Г.Квашнин, А.Г.Тучин. Построение вычислительной схемы алгоритма оценивания параметров динамической системы./ Автоматизация проектирования., Информатика, научно-технический сборник, вып., 1993г., стр. 88-94.
4. Тучин А.Г., Квашнин А.Г.. Синтез вычислительной схемы алгоритма оценивания параметров динамической системы. // Препринт ИПМ им.М.В.Келдыша АН СССР, 1991г., №126—20с.
5. Квашнин А.Г., Тучин А.Г.. Априорная гарантированная оценка точности определения параметров динамической системы. // Препринт ИПМ им.М.В.Келдыша АН СССР, 1991г., №104—23с.
6. Феллер В.. Введение в теорию вероятностей и её приложения. т.2, М., “Мир”, 1984—751с.