

## ПЕРВОНАЧАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРБИТ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ ПО ДАННЫМ НЕСКОЛЬКИХ СЕАНСОВ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ НАБЛЮДЕНИЙ

д.т.н., проф. В.П. Деденок, А.А. Ткаченко

*В задачах мониторинга космического пространства наиболее сложным этапом является первоначальное определение орбиты космического объекта (КО) – задача получения начальных условий. При совместной обработке измерений, полученных на разных витках полета КО, получение начальных условий с точностью, достаточной для последующего решения краевой задачи остается проблематичным. В статье предлагается метод определения параметров орбиты по измерениям координат положения и радиальной скорости на длительных интервалах времени (нескольких сеансах наблюдения) в условиях отсутствия априорных данных о движении наблюдаемого КО.*

**Постановка проблемы.** Национальной космической программой Украины (НКПУ) предусмотрено создание национальной системы контроля и анализа космической обстановки (НСКАКО) с целью получения информации о КО и космической обстановке в целом. Основными источниками информации НСКАКО, которые способны осуществлять непрерывный контроль области низких орбит в любых астрометеоусловиях являются радиолокационные станции надгоризонтного обнаружения (РЛС). Эти РЛС размещены на относительно малой территории, что определяет длительные (для низких орбит до  $N_{\max} = 10$  витков) интервалы неконтролируемого полета КО. В процессе функционирования РЛС, при проходе КО через зону обзора, проводится серия единичных измерений координат положения КО и радиальной скорости, которые сглаживаются для получения оценок параметров движения. Наиболее точно по данным одного сеанса наблюдений РЛС оцениваются плоскостные параметры орбиты, а ошибки оценки периода составляют [1] 1 – 5 мин. Учитывая, что максимально допустимая ошибка прогноза (в пересчете на время), позволяющая контролировать КО, в среднем составляет  $\Delta t_{\max} \approx 1$  мин. [1], во многих случаях практически невозможно использовать оценки параметров орбиты, полученные на одном сеансе измерений, для решения задач баллистико-навигационного обеспечения полета КО. Поэтому на этапе первоначального определения орбиты для получения оценок с точностью, достаточной для надежной

идентификации последующих измерений, необходимо обработать измерения нескольких сеансов на различных витках полета [1]. Невысокая точность оценок параметров на одном сеансе наблюдения делает весьма проблематичным их использование в качестве начального приближения для решения краевой задачи в условиях длительных перерывов между измерениями. Поэтому видится целесообразной разработка метода расчета предварительной орбиты КО с учетом данных, полученных на всех сеансах наблюдений.

**Анализ литературы.** Задача определения орбиты КО в общем виде состоит в нахождении оценки параметров модели движения, принятой для аппроксимации измерений, которая минимизирует целевую функцию вида

$$F = [\mathbf{Y} - \mathbf{Y}(\mathbf{X})]^T \mathbf{K}^{-1} [\mathbf{Y} - \mathbf{Y}(\mathbf{X})], \quad (1)$$

где  $\mathbf{Y}$  – совокупный вектор измерений;  $\mathbf{X}$  – вектор параметров орбиты;  $\mathbf{Y}(\mathbf{X})$  – значения измеряемых параметров, рассчитанные по  $\mathbf{X}$ ;  $\mathbf{K}$  – совокупная корреляционная матрица ошибок измерений. В силу нелинейного характера зависимости  $\mathbf{Y}(\mathbf{X})$  решение может быть получено только численными методами, что в отсутствие априорных данных об оцениваемых параметрах требует введения дополнительных упрощений. При рассмотрении малых временных интервалов (менее витка) движение КО достаточно точно описывается кеплеровской моделью [2]. В работе [3] предложен многоэтапный подход к определению невозмущенного движения КО, в котором, за счет учета основных закономерностей орбитального движения, задача многомерного оценивания декомпозируется на подзадачи меньшей размерности. При этом последовательно определяются: плоскость орбиты, проходящая через центр Земли, затем параметры эллипса в плоскости, вдоль которого движется КО и временной параметр, осуществляющий привязку движения КО к времени. В работе [4] предложен метод оценивания параметров ориентации плоскости орбиты в инерциальном пространстве для случая, когда в состав измеряемых параметров входят три координаты положения. В работе [5] предложен метод оценивания внутрисферических параметров движения по измерениям координат положения и радиальной скорости, если известна плоскость орбиты. Движение КО на нескольких витках полета с достаточной для практики точностью, как показано в [2], может быть описано моделью возмущенного движения, в которой учитываются только вековые возмущения, вызванные влиянием второй зональной гармоники геопотенциала Земли. Такие возмущения вызывают равномерный дрейф линии узлов и линии аперид кеплеровской орбиты.

**Цель статьи.** В статье преследуется цель распространить многоэтапный подход к оцениванию параметров орбиты КО на задачу опреде-

ления движения КО с учетом вековых возмущений, обусловленных влиянием второй зональной геогармоники потенциала тяготения Земли, по фиксированной выборке измерений координат положения и радиальной скорости, полученной на нескольких сеансах наблюдения, в отсутствии априорных данных о параметрах движения КО. В соответствии с таким подходом оценку найдем, опираясь на общие закономерности орбитального движения с учетом вековых возмущений параметров: 1) КО движется в равномерно прецессирующей плоскости, проходящей через центр Земли; 2) в плоскости орбиты КО движется вдоль эллипса, линия апсид которого равномерно вращается относительно центра Земли.

**Постановка задачи.** КО движется по орбите, которая на момент времени  $t_0$  определяется следующими параметрами:

$$\mathbf{X}_0 = [I_0, \Omega_0, P_0, e_0, w_0, U_0],$$

где  $I_0$  – наклонение;  $\Omega_0$  – долгота восходящего узла;  $P_0$  – фокальный параметр;  $e_0$  – эксцентриситет;  $w_0$  – аргумент перигея;  $U_0$  – аргумент широты. Иногда вместо  $E_0, w_0$  используются элементы Лапласа:

$$L_0 = e_0 \cos(w_0), H_0 = e_0 \sin(w_0).$$

Изменение параметров во времени определяется их вековыми уходами:

$$\begin{cases} I(t) = I_0; P(t) = P_0; e(t) = e_0; \\ \Omega(t) = \Omega_0 + \Delta\Omega(t); \\ \omega(t) = \omega_0 + \Delta\omega(t), \end{cases} \quad (2)$$

где  $\Delta\Omega(t) = N(t) \frac{\partial\Omega}{\partial N}$  – угол поворота линии узлов за время  $\Delta t = t - t_0$ ;  $N(t)$  – число витков за время  $\Delta t$ , под витком полета понимается изменение аргумента широты от 0 до  $2\pi$ ;  $\frac{\partial\Omega}{\partial N} = -\frac{2\pi\delta}{p^2} \cos I$  – вековой уход  $\Omega$  за виток орбиты [6],  $\delta = 6.607 \cdot 10^4 \text{ км}^2$  – величина, характеризующая сжатие Земли относительно плоскости экватора;  $\Delta\omega(t) = N(t) \frac{\partial\omega}{\partial N}$  – угол поворота линии апсид за время  $\Delta t$ ;  $\frac{\partial\omega}{\partial N} = \frac{\pi\delta}{p^2} (4 - 5 \sin^2 I)$  – вековой уход  $\omega$  за виток орбиты [6].

Зависимость элементов Лапласа от времени в матричном виде:

$$\mathbf{L}(t) = \mathbf{G}(t) \cdot \mathbf{L}_0, \quad (3)$$

где  $\mathbf{L}(t) = \begin{vmatrix} L(t) \\ H(t) \end{vmatrix}$ ;  $\mathbf{G}(t) = \begin{vmatrix} \cos \Delta\omega(t) & -\sin \Delta\omega(t) \\ \sin \Delta\omega(t) & \cos \Delta\omega(t) \end{vmatrix}$ ;  $\mathbf{L}_0 = \begin{vmatrix} L_0 \\ H_0 \end{vmatrix}$ .

РЛС провели  $K$  сеансов наблюдения по  $Q_i$  ( $i = 1 \dots K$ ) измерений в каждом. Вектор измеряемых параметров  $\mathbf{Y}$  включает координаты положения КО и радиальную скорость КО  $\dot{D}$ . Координаты положения КО могут быть пересчитаны в инерциальную систему координат (ИСК) с помощью известных соотношений [7], поэтому будем полагать, что в моменты измерений  $t_{ij}$  ( $i = 1 \dots K$ ,  $j = 1 \dots Q_i$ ) вектор измерений

$$\mathbf{Y}_{ij} = [\mathbf{Z}_{ij}, \dot{D}_{ij}],$$

где  $\mathbf{Z}_{ij}$  – координаты положения КО в ИСК на момент времени  $t_{ij}$ .

Будем также полагать, что по измерениям каждого сеанса в восходящем узле (либо при близких значениях аргумента широты) получены оценки параметров орбиты КО и их точностные характеристики:

$$\hat{\mathbf{X}}_i, \mathbf{K}(\hat{\mathbf{X}}_i) (i = 1 \dots K).$$

В соответствии с многоэтапным подходом на первом этапе найдем оценку параметров плоскости орбиты  $\hat{\mathbf{X}}_0^{\text{п}} = (\hat{I}_0, \hat{\Omega}_0)$ , а на втором – оценку параметров внутривекторного движения  $\hat{\mathbf{X}}_0^{\text{в}} = (\hat{P}_0, \hat{E}_0, \hat{\omega}_0, \hat{U}_0)$ .

Параметры плоскости однозначно связаны с ее ортом нормали  $\mathbf{n}$ :

$$\mathbf{X}^{\text{п}} = f^{\text{п}}(\mathbf{n}). \quad (4)$$

В силу прецессии орбиты координаты  $\mathbf{n}$  в ИСК есть функция времени

$$\mathbf{n}(t) = \mathbf{A}(t) \mathbf{n}_0, \quad (5)$$

$$\text{где } \mathbf{A}(t) = \begin{vmatrix} \cos \Delta\Omega(t) & -\sin \Delta\Omega(t) & 0 \\ \sin \Delta\Omega(t) & \cos \Delta\Omega(t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} \text{ – матрица поворота орта } \mathbf{n} \text{ за время } \Delta t;$$

$\mathbf{n}_0$  – орт нормали плоскости на момент  $t_0$ .

Уклонение измерений от плоскости в ИСК определяется как [7]

$$d_{ij} = \mathbf{n}_{ij}^{\text{T}} \mathbf{Z}_{ij}, \quad (6)$$

где  $\mathbf{n}_{ij}$  – орт нормали плоскости орбиты на момент времени  $t_{ij}$ .

Искомую оценку параметров плоскости найдем из условия минимума совокупного уклонения измеренных точек от плоскости

$$\hat{\mathbf{X}}_0^{\text{п}} = f^{\text{п}}(\hat{\mathbf{n}}_0), \quad (7)$$

где  $\hat{\mathbf{n}}_0 = \arg \min_{(\mathbf{n})} (F^{\text{п}})$ ,  $F^{\text{п}} = \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{Q_i} d_{ij}^2(\mathbf{n}_{ij})$  – целевая функция первого этапа.

Вектор  $\mathbf{X}^3$  связан с измеряемыми параметрами через вектор скорости КО [7],

$$\mathbf{X}^3 = f^3(\mathbf{Z}, \mathbf{V}), \quad (8)$$

который, в свою очередь, является функцией измерений, параметров плоскости орбиты и значения интеграла площадей орбиты КО С

$$\mathbf{V} = \mathbf{V}(\mathbf{n}, C, \mathbf{Y}). \quad (9)$$

Наилучшей будем считать ту орбиту, при движении по которой линейные расхождения прогнозного  $\mathbf{Z}(\mathbf{X}_0^{\text{п}}, \mathbf{X}_0^3)$  и измеренного  $\mathbf{Z}$  положения КО минимальны в совокупности. Поэтому оценку вектора  $\hat{\mathbf{X}}_0^3$  найдем из условия

$$\hat{\mathbf{X}}_0^3 = \arg \min_{\mathbf{X}_0^3} (F^3), \quad (10)$$

где  $F^3 = \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{Q_i} |\mathbf{Z}_{ij} - \mathbf{Z}_{ij}(\mathbf{X}_0^{\text{п}}, \mathbf{X}_0^3)|$  – целевая функция второго этапа.

**Метод определения параметров орбиты КО.** Пусть известно значение векторного интеграла площадей орбиты С. Запишем (6) с учетом (5):

$$d_{ij} = \mathbf{n}_{ij}^T \mathbf{Z}_{ij} = \mathbf{n}_0^T \mathbf{A}_{ij}^T \mathbf{Z}_{ij}. \quad (11)$$

При этом целевую функцию первого этапа можно представить в виде

$$F^{\text{п}} = \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{Q_i} d_{ij}^2(\mathbf{n}_{ij}) = \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{Q_i} \mathbf{n}_0^T \mathbf{A}_{ij}^T \mathbf{Z}_{ij} \mathbf{Z}_{ij}^T \mathbf{A}_{ij} \mathbf{n}_0 = \mathbf{n}_0^T \left( \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{Q_i} \mathbf{A}_{ij}^T \mathbf{Z}_{ij} \mathbf{Z}_{ij}^T \mathbf{A}_{ij} \right) \mathbf{n}_0. \quad (12)$$

Для определения элементов матрицы  $\mathbf{A}_{ij}$  воспользуемся оценками  $\hat{\mathbf{X}}_i$ .

Наклонение  $I$ , как наиболее точно оцениваемый элемент орбиты, определим, с учетом его неизменности во времени, путем весового усреднения

$$\bar{I} = \frac{\sum_{i=1}^K \hat{I}_i \sigma_{\hat{I}_i}^{-1}}{\sum_{i=1}^K \sigma_{\hat{I}_i}^{-1}}.$$

Число витков  $N(t_{ij}) = \frac{t_{ij} - t_0}{\hat{T}^{\text{др}}}$ , где  $\hat{T}^{\text{др}}$  – оценка драконического

периода. Для ее нахождения определим число витков между  $(i-1)$ -м и  $i$ -м сеансами наблюдения

$$N_{i,i-1} = G \left( \frac{t(\hat{\mathbf{X}}_i) - t(\hat{\mathbf{X}}_{i-1})}{\bar{T}} + \frac{U_i - U_{i-1}}{2\pi} \right),$$

где  $\bar{T} = \frac{\sum_{i=1}^K \hat{T}_i \sigma_{\hat{T}_i}^{-1}}{\sum_{i=1}^K \sigma_{\hat{T}_i}^{-1}}$  – средневзвешенное значение периода обращения

ния, рассчитанное по  $\hat{\mathbf{X}}_i$ ;  $G(\cdot)$  – функция округления. При этом число витков от 1-го сеанса до  $i$ -го  $N_i = \sum_{j=2}^i N_{j,j-1}$ . Обозначив  $\Delta t_i = t(\hat{\mathbf{X}}_i) - t(\hat{\mathbf{X}}_1)$ , имеем

$$\hat{T}^{\text{ДП}} = \frac{\sum_{i=2}^K (N_i \Delta t_i)}{\sum_{i=2}^K N_i^2}. \quad (13)$$

Последний элемент, необходимый для расчета матрицы  $\mathbf{A}_{ij}$ :

$$P_0 = C^2 / \mu,$$

где  $\mu$  – постоянная тяготения.

Минимум  $F^{\text{П}}$  (12) в точности равен [7] минимальному собственному значению  $\lambda_{\min}$  матрицы

$$\mathbf{W} = \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{Q_i} \mathbf{A}_{ij}^T \mathbf{Z}_{ij} \mathbf{Z}_{ij}^T \mathbf{A}_{ij},$$

а достигается он, если орт нормали плоскости  $\mathbf{n}_0$  равен нормированному собственному вектору матрицы  $\mathbf{W}$ , соответствующему  $\lambda_{\min}$ . Таким образом, при заданном  $C$ , задача нахождения оценки  $\hat{\mathbf{n}}_0(C)$  сводится к отысканию собственных чисел и векторов матрицы  $\mathbf{W}(C)$  и искомая оценка первого этапа

$$\hat{\mathbf{X}}_0^{\text{П}}(C) = f^{\text{П}}(\hat{\mathbf{n}}_0(C)).$$

Далее, в соответствии с (9), в каждый момент измерений можно восстановить вектор скорости КО в ИСК и найти согласно (8) вектор  $\mathbf{X}_{ij}^3$ :

$$\hat{\mathbf{V}}_{ij}(C) = \mathbf{V}_{ij}(C, \hat{\mathbf{n}}_{ij}(C), \mathbf{Y}_{ij}); \quad \hat{\mathbf{X}}_{ij}^3(C) = f^3(\mathbf{Z}_{ij}, \hat{\mathbf{V}}_{ij}(C)).$$

Оценки эксцентриситета и аргумента перигея с учетом (2) найдем путем усреднения:

$$\hat{e}_0(C) = \frac{\sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{Q_i} \hat{e}_{ij}(C)}{\sum_{i=1}^K Q_i}; \quad \hat{w}_0(C) = \frac{\sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{Q_i} (\hat{w}_{ij}(C) - \Delta w(C, t_{ij}))}{\sum_{i=1}^K Q_i}.$$

Соответствующие оценки для элементов Лапласа

$$\hat{\mathbf{L}}_0(C) = \frac{\sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{Q_i} \hat{\mathbf{L}}_0(C, t_{ij})}{\sum_{i=1}^K Q_i},$$

где  $\hat{\mathbf{L}}_0(C, t_{ij}) = \mathbf{G}^{-1}(C, t_{ij}) \cdot \mathbf{L}(C, t_{ij})$ ;  $\mathbf{G}^{-1}(t_{ij}) = \begin{vmatrix} \cos \Delta\omega(C, t_{ij}) & \sin \Delta\omega(C, t_{ij}) \\ -\sin \Delta\omega(C, t_{ij}) & \cos \Delta\omega(C, t_{ij}) \end{vmatrix}$ .

Для определения параметра, связывающего движение КО с временем, найдем время прохождения перигея по измерениям на витке К, содержащем  $t_0$ :

$$\hat{\tau}_\pi(C) = \sum_{j=1}^{Q_K} \hat{\tau}_{\pi j}(C) / Q_K,$$

где  $\hat{\tau}_{\pi j}(C) = t_{Kj} - \sqrt{a^3/\mu} (\hat{E}_{Kj} - \hat{e}_0(C) \sin \hat{E}_{Kj})$  – оценка времени прохождения

перигея на момент  $t_{Kj}$ ;  $\hat{E}_{Kj} = 2 \arctg \left[ \sqrt{\frac{1 - \hat{e}_0(C)}{1 + \hat{e}_0(C)}} \operatorname{tg} \frac{U_{Kj} - \hat{w}_0(C) - \Delta w(C, t_{Kj})}{2} \right]$  –

эксцентрическая аномалия на момент  $t_{Kj}$ ;  $a(C) = P_0 / (1 - \hat{e}_0(C)^2)$  –

большая полуось;  $U_{Kj}$  – аргумент широты  $j$ -го измерения на  $K$ -м сеансе.

Искомая оценка

$$\hat{U}_0(C) = \hat{w}_0(C) - \Delta w(C, \hat{\tau}_0) + 2 \arctg \left[ \sqrt{\frac{1 + \hat{e}_0(C)}{1 - \hat{e}_0(C)}} \operatorname{tg} \frac{\hat{E}_0}{2} \right],$$

где эксцентрическая аномалия  $\hat{E}_0$  является решением уравнения Кеплера

$$t_0 - \hat{\tau}_\pi(C) = \sqrt{a(C)^3/\mu} (E_0 - \hat{e}_0(C) \sin E_0).$$

Таким образом, при условии заданного  $C$ , определены все элементы вектора  $\hat{X}_0(C)$  и целевая функция второго этапа является функцией одного аргумента

$$F^3(C) = \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{Q_i} \left| \mathbf{z}_{ij} - \mathbf{z}_{ij}(\hat{X}_0^\pi(C), \hat{X}_0^3(C)) \right|.$$

Рассмотрим зависимость  $F^3(C)$ . Ее вид зависит от количества витков между сеансами и условий наблюдения (наличия сеансов на восходящей и нисходящей ветвях траектории). На рис. 1 показан логарифмический вид графиков  $F^3(C)$  на интервале возможных значений для низкоорбитального КО-1 с  $T \approx 97,5$  мин и  $C = C_1$  (рис. 1, а), а также для КО-2 с  $T \approx 180$  мин и  $C = C_2$  (рис. 1, б). Рассмотрены различные условия наблюдения КО. Для КО-1: 1) два сеанса на смежных витках (оба на восходящем участке траектории); 2) два сеанса через 5 витков (на восходящем и нисходящем участках); 3) три сеанса через 5 и 1 виток (два на нисходящем и один на восходящем участке). Для КО-2: 1) два сеанса на смежных витках; 2) два сеанса через 7 витков; 3) три сеанса через 7 и 1 виток, все сеансы на восходящей ветви. На двух сеансах на смежных витках функция  $F^3(C)$  является унимодальной на интервале возможных

значений и имеет единственный минимум в точке истинного значения  $C = \tilde{C}$ . Методы поиска минимума такой функции рассмотрены, например, в [8]. На двух сеансах, разнесенных на  $N$  витков,  $F^3(C)$  имеет глобальный минимум в точке  $C = \tilde{C}$ , и ряд локальных минимумов, которые соответствуют орбитам с периодом, кратным времени между сеансами

$$T_{\text{л}} = \tilde{T} \cdot N/L,$$

где  $T_{\text{л}}$  – период орбиты, соответствующей локальному минимуму  $F^3(C)$ ;  $\tilde{T}$  – истинное значение периода;  $L$  – целое число.

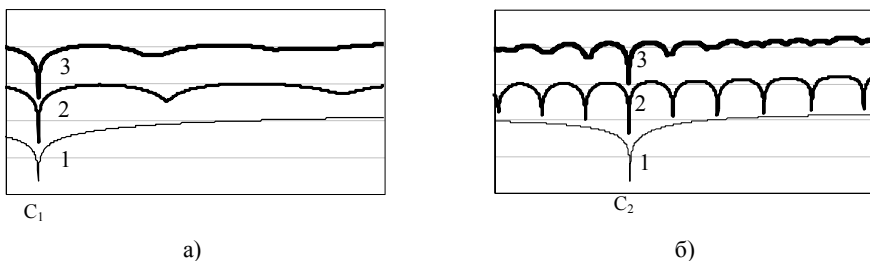


Рис. 1. Вид зависимости  $F^3(C)$

Разница между  $\tilde{T}$  и ближайшим к нему значением  $T_{\text{л}}$  составляет для КО-1  $\approx 1500$  с, для КО-2  $\approx 1326$  с. Эти величины довольно существенны, поэтому точку, лежащую в окрестности глобального максимума  $F^3(C)$ ,

можно задать с учетом  $\hat{T}^{\text{ДР}}$  и средневзвешенного значения эксцентриситета, рассчитанного на основе  $\hat{X}_i$   $\bar{E} = \frac{\sum_{i=1}^K \hat{E}_i^{-1}}{\sum_{i=1}^K \sigma_{\hat{E}_i}^{-1}}$  по формуле

$$C = \sqrt{\mu \sqrt[3]{\hat{T}^{\text{ДР}^2} \mu / 4\pi^2 (1 - \bar{E}^2)}}.$$

Наличие измерений как на восходящей, так и на нисходящей ветви орбиты принципиально не изменяет характер зависимости  $F^3(C)$ , лишь немного ослабляя выраженность локальных минимумов.

**Точностные характеристики метода.** Исследование точностных характеристик оценок параметров орбиты было проведено в результате моделирования процесса обработки измерений КО-1 и КО-2. При этом на каждом сеансе мерный интервал составлял 90 с при темпе измерений 3 с. Моделировались 2 варианта аддитивных ошибок измерений: 1) флюктуационные – центрированные, нормально распределенные с



среднеквадратическим отклонением (СКО) по дальности – 1500 м, азимуту –  $0.2^\circ$ , угла места –  $1.0^\circ$ ,  $\dot{D} - 10$  м/с; 2) флюктуационные с систематической составляющей, которая случайно изменяется от сеанса к сеансу, а в пределах сеанса является константой. Распределения систематических и флюктуационных ошибок одинаковы. Количество сеансов измерений, привлеченных в обработку  $S_0$ , изменялось от 1 до 5. Характеристика качества оценки  $\hat{X}_0$  определена исходя из того, что одним из ее важнейших свойств, применительно к задаче начального определения орбиты, является возможность достоверного прогноза движения КО. Полагая ошибки прогноза нормальными, учитывая  $\Delta t_{\max}$  и относительную грубость измерений (ошибки по положению порядка 20 – 50 километров), предельное СКО ошибки времени прохождения экватора может быть задано величиной  $\sigma_{\text{пр}} \cong 15$  с.

Качество оценки  $\hat{X}_0$  характеризовалось количеством витков  $N_v$ , на которых ошибка времени прохождения экватора не превышает предельной

$$\sigma_3(N_v) < \sigma_{\text{пр}}. \quad (14)$$

Результаты моделирования представлены на рис. 2, а, б (КО-1 и КО-2 соответственно).

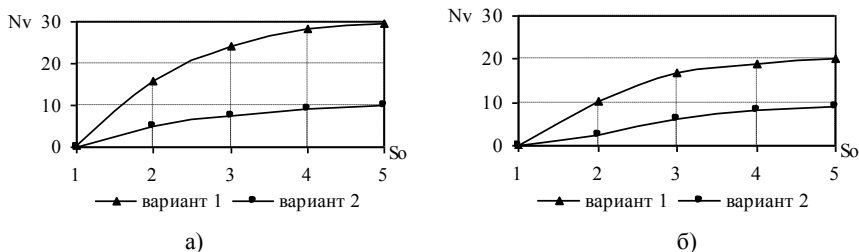


Рис. 2. Число витков достоверного прогноза

При наличии только флюктуационных ошибок, привлечение в обработку измерений лишь двух сеансов, даже без выполнения итерационной процедуры минимизации функционала (1), позволяет получить оценки, точность которых обеспечивает выполнение условия (14) более чем на 10 витках. При  $S_0 = 3 - 4$   $N_v$  возрастает до 18 – 28 витков. Увеличение  $S_0$  до 5 не приводит к заметному выигрышу по сравнению с  $S_0 = 4$ , что, вероятно, является следствием несоответствия модели реальному движению на таких длительных интервалах. Наличие в ошибках измерений систематической составляющей несколько снижает эффект, однако на интервале измерений условие (14) выполняется.

**Выводы.** Применение многоэтапного декомпозиционного подхода к определению параметров орбиты КО по фиксированной выборке измерений координат положения и радиальной скорости, полученной на нескольких сеансах наблюдения, в отсутствии априорных данных о движении объекта позволило, за счет учета закономерностей орбитального движения и вековых возмущений параметров первого порядка, свести задачу многомерной минимизации к задаче поиска минимума унимодальной функции одной переменной. Предложенный метод позволяет находить орбиту, хорошо согласующуюся со всеми измерениями выборки, несмотря на их существенную разнесенность (несколько витков полета) во времени.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Хуторовский З. Н., Бойков В.Ф., Пылаев Л.Н. Контроль космических объектов на низких орбитах // *Околосземная астрономия.* – М.: ИА РАН. – 1998. – С. 34 – 101.
2. Саврасов Ю.С. Методы определения орбит космических объектов. – М.: Машиностроение, 1981. – 174 с.
3. Деденок В.П. Многоэтапное обнаружение и определение начальных параметров орбит космических объектов // *Системы информационного взаимодействия.* – Х.: НАНУ, ПАНИ, ХВУ. – 1996. – С. 35 – 39.
4. Деденок В.П., Ткаченко А.А., Кочура В.О. Определение параметров орбит по результатам локационных измерений // *Управление и связь.* – Х.: НАНУ, ПАНИ, ХВУ. – 1997. – Вып. 1 (12). – С. 3 – 5.
5. Деденок В.П., Валевахин Г.Н., Ткаченко А.А. Определение невозмущенной орбиты космического объекта // *Радиотехника. Всеукр. межвед. науч.-техн. сб.* – Х.: ХНУРЭ. – 2001. – Вып. 121. – С. 58 – 60.
6. Эскобал П. Методы определения орбит. – М.: Мир., 1970. – 471 с.
7. *Инженерный справочник по космической технике / Под ред. А.В. Солодова.* – М.: Воениздат, 1977. – 430 с.
8. Иванов В.В. Методы вычислений на ЭВМ. – К.: Наук. думка, 1986.

Поступила 16.01.2004

**ДЕДЕНОК Виктор Петрович**, докт. техн. наук, профессор, начальник Военного научного центра космических исследований при Харьковском военном университете. В 1975 году окончил ВИРТА ПВО им. Говорова Л.А. Область научных интересов – адаптивная обработка информации в космических системах.

**ТКАЧЕНКО Андрей Алексеевич**, научный сотрудник Военного научного центра космических исследований при Харьковском военном университете. В 1993 году окончил Харьковское ВВКИУ РВ им. Крылова Н.И. Область научных интересов – космическая баллистика.