

МІНІСТЕРСТВО ОБОРОНИ УКРАЇНИ
ОБ'ЄДНАНИЙ НАУКОВО-ДОСЛІДНИЙ ІНСТИТУТ ЗБРОЙНИХ СИЛ



**ЗБІРНИК НАУКОВИХ ПРАЦЬ
ОБ'ЄДНАНОГО НАУКОВО-ДОСЛІДНОГО
ІНСТИТУТУ ЗБРОЙНИХ СИЛ**



Харків

**ПЕРВОНАЧАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ КРУГОВОЙ ОРБИТЫ
КОСМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА ПО ДАННЫМ НЕСКОЛЬКИХ СЕАНСОВ
ОПТИЧЕСКИХ НАБЛЮДЕНИЙ**В.П. Деденок¹, А.А. Ткаченко¹, А.В. Шульга²¹Объединенный научно-исследовательский институт Вооруженных Сил, Харьков,²Научно-исследовательский институт „Николаевская астрономическая обсерватория“)

Предложен алгоритм первоначального определения круговой орбиты космического объекта по результатам нескольких сеансов оптических наблюдений. Показана возможность применения алгоритма для орбит с малым эксцентриситетом. Приведены результаты обработки натурных оптических измерений параметров движения квазистационарного космического объекта.

Постановка проблемы и анализ литературы. В процессе сопровождения космического объекта (КО) одним из наиболее сложных этапов является первоначальное определение его орбиты. Отсутствие априорных данных о параметрах движения КО не позволяет на этом этапе непосредственно использовать численные методы и требует применения алгоритмов, простых в вычислительном отношении и обеспечивающих достаточную для организации сопровождения КО точность оценок. Для достижения такой точности необходимо привлекать в обработку измерения, полученные, как правило, не менее чем на трех мерных витках полета КО [1].

Для получения данных о движении КО (преимущественно на высоких орбитах) используются оптические средства (ОС) наблюдений. Алгоритмы первоначального определения орбиты по результатам одного сеанса оптических измерений (при одном проходе КО через зону обзора ОС), в рамках модели невозмущенного движения, рассмотрены в работах [2 – 4].

В работе [4], с учетом того факта, что подавляющее большинство КО имеют орбиты с малым эксцентриситетом E (например, для 90% КО в геостационарной области орбит $E \leq 0.005$), предложен многоэтапный алгоритм, в котором, в первом приближении, движение КО рассматривается как невозмущенное круговое. Оценка параметров круговой орбиты производится последовательно: на первом этапе определяются параметры плоскости орбиты $X_1 = |I, \Omega|$ (I – наклонение орбиты, Ω – долгота восходящего узла (ДВУ)); затем, в плоскости X_1 , определяются внутривекторные параметры $X_2 = |R, U|$ (R – радиус орбиты, U – аргумент широты). Круговая орбита с параметрами $X = |X_1, X_2|$, при необходимости, уточняется

численным методом с использованием более точной (кеплеровской) модели движения.

В условиях малопунктной технологии получения измерений, когда ОС расположены на относительно небольшой территории (что характерно для условий Украины), при совместной обработке данных 3-х сеансов измерений необходимо рассматривать (при выполнении астробаллистических и метеорологических условий наблюдения) временные интервалы T_n от 2-х (для геосинхронных КО) до 15-ти (для низких КО) витков полета. На таких интервалах известные алгоритмы [2 – 4] практически не применимы, поскольку принятые в них модели движения не позволяют описать с достаточной точностью движение КО.

В этих условиях в модели движения необходимо учитывать вековые возмущения, обусловленных влиянием второй зональной гармоники гравитационного потенциала Земли [2, 5].

Цель статьи – решение задачи первоначального определения круговой орбиты КО по результатам нескольких сеансов оптических наблюдений с учетом вековых возмущений орбитальных параметров, обусловленных влиянием второй зональной гармоники гравитационного потенциала Земли.

Постановка задачи. КО движется по круговой орбите с параметрами $X_0 = |X_{10}, X_{20}| = |I_0, \Omega_0, R_0, U_0|$, заданными на момент времени t_0 .

На интервале T_n ОС провели K сеансов измерений угловых координат Y КО. На i -ом ($i=1, 2, \dots, K$) сеансе получены Q_i измерений Y_{ij} ($j=1, 2, \dots, Q_i$). Здесь будем полагать, что все измерения принадлежат одному КО. По данным каждого сеанса измерений получены оценки наклонения \hat{I}_i и радиуса орбиты КО \hat{R}_i и их веса P_{Ii} и P_{Ri} .

На интервале T_n зависимость $X(t)$, с учетом вековых возмущений, обусловленных влиянием второй зональной гармоники гравитационного потенциала Земли [5], имеет вид

$$I(t) = I_0, \quad \Omega(t) = \Omega_0 + \Delta\Omega(t), \quad R(t) = R_0, \quad U(t) = U_0 + \dot{U}\Delta t, \quad (1)$$

где $\Delta\Omega(t) = N(t) \cdot \partial\Omega/\partial N$ – угол поворота линии узлов за время $\Delta t = t - t_0$;

$\partial\Omega/\partial N = -\frac{2\pi\delta \cos I_0}{R_0^2}$ – угол поворота линии узлов за виток орбиты (интервал времени между двумя последовательными моментами прохождениями

восходящего узла орбиты); $N(t) = \frac{\dot{U} \cdot \Delta t}{2\pi}$ – число витков за время Δt ;

$\delta = 6,607 \cdot 10^{10} \text{ м}^2$ – величина, характеризующая сжатие Земли относительно плоскости экватора; $\dot{U} = \sqrt{\frac{\mu}{R_0^3} \left(1 + \frac{\delta}{R_0^2}\right)}$ – угловая скорость радиус-вектора КО; $\mu = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ – постоянная тяготения.

В этих условиях необходимо найти оценку $\hat{X}_0 = |\hat{X}_{10}, \hat{X}_{20}|$.

Будем полагать, что заданы зависимости, позволяющие найти: вектор КО ("измеренный") $Z_{ij} = Z_{ij}(R_0, Y_{ij})$ в инерциальной системе координат (ИСК) при заданных R_0 и Y_{ij} ; вектор КО (расчетный) $\tilde{Z}_{ij} = \tilde{Z}_{ij}(X_0)$ в ИСК на момент t_{ij} при движении по орбите с параметрами X_0 ; координаты точки $Z_{ij}'' = Z_{ij}''(Z_{ij}, X_1)$ – проекции Z_{ij} на плоскость X_1 .

Линейное расстояние между измеренным и расчетным положением КО $\Delta_{ij} = |Z_{ij} - \tilde{Z}_{ij}|$ можно разложить по ортогональным направлениям

$$\Delta_{ij}^2 = \Delta_{пij}^2 + \Delta_{вij}^2,$$

где $\Delta_{вij} = |Z_{ij}'' - \tilde{Z}_{ij}|$ – расхождение "измеренного" и расчетного положений КО в плоскости орбиты, $\Delta_{пij} = |Z_{ij} - Z_{ij}''|$ – расстояние Z_{ij} от плоскости орбиты. Отметим, что $\Delta_{пij}$ зависит только от параметров плоскости X_1 , а $\Delta_{вij}$, при фиксированном X_1 , только от X_2 , поэтому \hat{X}_0 найдем поэтапно.

На первом этапе найдем оценку \hat{X}_{10} из условия минимума совокупного отклонения "измеренных" координат КО Z_{ij} от искомой плоскости орбиты КО

$$\hat{X}_{10} = \arg \left(\min_{(X_{10})} \Phi_1(X_{10}) \right), \quad \Phi_1(X_{10}) = \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{Q_i} \Delta_{пij}^2.$$

На втором этапе, в плоскости \hat{X}_{10} , найдем оценку внутривекторных параметров из условия

$$\hat{X}_{20} = \arg \left(\min_{(X_{20})} \Phi_2(X_{20}, \hat{X}_{10}) \right), \quad \Phi_2(X_{20}, \hat{X}_{10}) = \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{Q_i} \Delta_{вij}^2.$$

Рассмотрим решение задачи при известном R_0 . Пусть

$t_0 = \frac{t_{1m} + t_{Nm}}{2}$ соответствует середине m -го сеанса $1 \leq m \leq K$.

Плоскость орбиты в ИСК однозначно определяется ортом нормали $\mathbf{n} = [n_x, n_y, n_z]^T$. Под влиянием вековых возмущений вектор \mathbf{n} прецессирует. Полагая $\mathbf{n}_0 = \mathbf{n}(t_0)$, с учетом (1), координаты $\mathbf{n}_{ij} = \mathbf{n}(t_{ij})$ определяются как

$$\mathbf{n}_{ij} = \mathbf{A}_{ij} \mathbf{n}_0, \quad \mathbf{A}_{ij} = \begin{pmatrix} \cos \Delta\Omega(t_{ij}) & -\sin \Delta\Omega(t_{ij}) & 0 \\ \sin \Delta\Omega(t_{ij}) & \cos \Delta\Omega(t_{ij}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix},$$

где \mathbf{A}_{ij} — матрица поворота \mathbf{n}_0 за время $\Delta t = t_{ij} - t_0$.

С учетом $\Delta p_{ij} = \mathbf{n}_{ij}^T \mathbf{Z}_{ij}$ [4] и $\mathbf{n}^T \mathbf{n} = 1$, целевую функцию первого этапа запишем в виде отношения Релея

$$\Phi_1 = \frac{\sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{Q_i} \Delta p_{ij}^2}{\mathbf{n}_0^T \mathbf{n}_0} = \frac{\sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{Q_i} (\mathbf{n}_0^T \mathbf{A}_{ij}^T \mathbf{Z}_{ij} \mathbf{Z}_{ij}^T \mathbf{A}_{ij} \mathbf{n}_0)}{\mathbf{n}_0^T \mathbf{n}_0} = \frac{\mathbf{n}_0^T \left(\sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{Q_i} \mathbf{A}_{ij}^T \mathbf{Z}_{ij} \mathbf{Z}_{ij}^T \mathbf{A}_{ij} \right) \mathbf{n}_0}{\mathbf{n}_0^T \mathbf{n}_0}.$$

Отметим, что элементы матрицы \mathbf{A}_{ij} зависят от значения I_0 . Наклонение неизменно во времени и является наиболее точно оцениваемым элементом орбиты [4], поэтому для расчета $\partial\Omega/\partial N$ может быть использовано средневзвешенное значение наклона, полученное на основании посеансных оценок $\bar{I} = \left(\sum_{i=1}^K P_{ii} \hat{I}_i \right) / \sum_{i=1}^K P_{ii}$. При этом $\partial\Omega/\partial N = -\frac{2\pi\delta \cos \bar{I}}{R_0^2}$.

На основании известных свойств отношения Релея можно утверждать, что минимум Φ_1 равен минимальному собственному числу λ_{\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, когда $\hat{\mathbf{n}}_0$ совпадает с собственным вектором матрицы \mathbf{W} , который соответствует λ_{\min} [4].

Оценка \mathbf{n}_0 сводится, таким образом, к поиску собственных чисел и векторов матрицы \mathbf{W} . Искомые оценки \hat{I}_0 и $\hat{\Omega}_0$ определяются как

$$\cos \hat{I}_0 = \hat{n}_{z0}, \quad \sin \hat{\Omega}_0 = \frac{\hat{n}_{x0}}{\sqrt{\hat{n}_{x0}^2 + \hat{n}_{y0}^2}}, \quad \cos \hat{\Omega}_0 = -\frac{\hat{n}_{y0}}{\sqrt{\hat{n}_{x0}^2 + \hat{n}_{y0}^2}}.$$

Для определения внутриспоскокного движения КО (при извест-

ных \hat{X}_{10} и R_0) необходимо найти \hat{U}_0 . Аргумент широты U_{ij} , как угол между Z_{ij}'' и линией узлов орбиты $L_{ij} = |\cos(\hat{\Omega}_{ij}), \sin(\hat{\Omega}_{ij}), 0|$, отсчитываемый в направлении движения КО, определяется как

$$U_{ij} = \begin{cases} \alpha, & \text{при } \beta \geq 0, \\ 2\pi - \alpha, & \text{при } \beta < 0, \end{cases}$$

где $\alpha = \arccos \frac{Z_{ij}'' \cdot L_{ij}}{|L_{ij}| \cdot |Z_{ij}''|}$, $\beta = \frac{(\hat{n}_0 \times L_{ij}) \cdot Z_{ij}''}{|\hat{n}_0 \times L_{ij}| \cdot |Z_{ij}''|}$. Применяя теорему косинусов,

запишем целевую функцию второго этапа в виде

$$\Phi_2 = \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{Q_i} \Delta v_{ij}^2 = \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{Q_i} [R_{ij}''^2 + R^2 - 2 \cdot R_{ij}'' \cdot R \cdot \cos(\Delta U_{ij})],$$

где $R_{ij}'' = |Z_{ij}''|$, $\Delta U_{ij} = U_0 + B_{ij}$, $B_{ij} = \dot{U} \cdot (t_{ij} - t_0) - U_{ij}$.

Дифференцируя Φ_2 по U_0 и приравнявая производную нулю имеем

$$\frac{\partial \Phi_2}{\partial U_0} = 2 \cdot R \cdot \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{Q_i} [R_{ij}'' \cdot \sin(\hat{U}_0 + B_{ij})] = 0.$$

Опустив промежуточные преобразования, запишем выражение для оценки \hat{U}_0

$$\text{tg}(\hat{U}_0) = - \frac{\sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{Q_i} [R_{ij}'' \cdot \sin(B_{ij})]}{\sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{Q_i} [R_{ij}'' \cdot \cos(B_{ij})]}.$$

Учитывая, что тангенс – периодическая функция, а t_0 лежит внутри m -го сеанса измерений, из возможных значений \hat{U}_0 выбирается то, которое удовлетворяет условию $U_{1m} < \hat{U}_0 < U_{Q_m m}$.

Таким образом, оценка параметров круговой орбиты $\hat{X}_0 = \hat{X}_0(R_0, Y_\Sigma)$ является функцией радиуса орбиты и совокупной выборки измерений Y_Σ . При заданном R_0 оценка \hat{X}_0 определяется с помощью конечных аналитических выражений.

В общем случае, когда радиус орбиты заранее неизвестен, для решения задачи необходимо найти оценку \hat{R}_0 (и соответствующую ей

оценку $\hat{X}_0 = \hat{X}_0(\hat{R}_0, Y_\Sigma)$ из условия

$$\Phi_0(\hat{R}_0) = \min_{R_0} \left[\min_{X_{10}} \Phi_1(X_{10}(R_0)) + \min_{X_{20}} \Phi_2(X_{20}(R_0), \hat{X}_{10}) \right]$$

Анализ функции $\Phi_0(R_0)$ на интервале от $R_{\min}=6500$ км до $R_{\max}=47000$ км показал, что $\Phi_0(R_0)$ является многоэкстремальной функцией с глобальным минимумом в точке истинного значения радиуса орбиты \tilde{R} . На рис. 1 показан в логарифмическом масштабе общий вид зависимости $\Phi_0(R_0)$ на интервале $[R_{\min}, R_{\max}]$ для случая наблюдения геостационарного КО ($\tilde{R}=42164$ км) на 3-х витках на трехдневном интервале на близких участках орбиты КО (в смысле истинной аномалии).

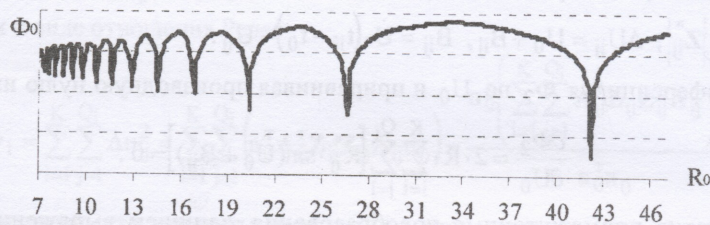


Рис. 1. Общий вид зависимости $\Phi_0(R_0)$ для геостационарного КО

Из рис. 1 видно, что в широкой области $\Omega_{\tilde{R}}$ в окрестности глобального минимума функция $\Phi_0(R_0)$ является унимодальной. В области $\Omega_{\tilde{R}}$ оценка \hat{R}_0 может быть найдена одним из численных методов. В качестве начального приближения может быть использовано средневзвешенное значение радиуса орбиты

$$\bar{R} = \left(\sum_{i=1}^K P_{Ri} \hat{R}_i \right) / \sum_{i=1}^K P_{Ri}.$$

Для обеспечения сходимости алгоритма в точку глобального минимума необходимо потребовать, чтобы

$$\bar{R} \in \Omega_{\tilde{R}}. \quad (2)$$

Проанализируем условия, при которых выполняется (2). Пусть КО движется по околокруговой орбите с $E \leq 0,02$ и периодом \tilde{T} . Считая орбиту КО круговой с радиусом \bar{R} и периодом \bar{T} мы вносим в период некоторую ошибку $\delta T = \bar{T} - \tilde{T}$. Поскольку величина \bar{R} рассчитана на основании посе-

ансных оценок \hat{R}_i , то основной вклад в δT вносит методическая ошибка, возникающая при описании эллиптического движения круговой моделью [4], при этом максимальное значение δT можно определить как

$$\delta T_{\max} \cong \tilde{T} \left(\sqrt{(1+E)^3 / (1-E)} - 1 \right). \quad (3)$$

Анализ зависимости $\Phi_0(R_0)$ показал, что ближайший к глобальному локальный минимум $\Phi_0(R_0)$ соответствует орбите с периодом $T_{\text{л}} = \frac{\tilde{T} \cdot N_{\text{н}}}{N_{\text{н}} + 1}$, где $N_{\text{н}} > 1$ – число витков полета КО за время $T_{\text{н}}$ (для простоты изложения будем полагать, что $N_{\text{н}}$ – целое число). Наименьшая разница между \tilde{T} и $T_{\text{л}}$ составляет

$$\xi T_{\min} = \tilde{T} - T_{\text{л}} = \frac{\tilde{T}}{N_{\text{н}} + 1}, \quad (4)$$

она прямо пропорциональна величине периода и обратно пропорциональна интервалу наблюдения, выраженному в витках. Это означает, что ξT_{\min} возрастает с увеличением высоты полета КО, и является наибольшей для КО в области геостационарных орбит.

Для выполнения (2) потребуем, чтобы максимальная методическая ошибка δT_{\max} была много меньше половины интервала между соседними минимумами $\Phi_0(R_0)$, т.е. $\delta T_{\max} \ll \frac{\xi T_{\min}}{2}$. С учетом (3) и (4) это условие запишем в виде

$$N_{\text{н}} \ll N_{\text{п}} = \frac{1}{2 \cdot \left(\sqrt{(1+E)^3 / (1-E)} - 1 \right)}, \quad (5)$$

где $N_{\text{п}}$ – предельная (для выполнения условия (2)) величина $T_{\text{н}}$, выраженная в витках.

Отсюда можно оценить верхнюю границу интервала наблюдения (в витках), на котором справедливо (2), в зависимости от эллиптичности орбиты КО. Рассмотрим зависимость $N_{\text{п}}(E)$ (график показан на рис. 2). Для орбит с $E \leq 0,005$ выполнение условия (5) практически не вызывает сомнений, поскольку предельный интервал достаточно широк ($50 < N_{\text{п}} < 250$). Для орбит с $0,01 < E \leq 0,02$, предельный интервал значительно сужается ($10 < N_{\text{п}} < 20$) и в этом случае, необходимо дополнительно обеспечивать выполнение условия (2).

Введем предельный коэффициент $K_{\Pi} = \frac{N_{\Pi}}{N_H}$, показывающий во сколько раз предельно допустимый интервал N_{Π} больше рассматриваемого N_H . При этом условии (5) запишем как

$$1 \ll K_{\Pi}. \quad (6)$$

Зависимость $K_{\Pi}(E)$ для различных N_H показана на рис. 3. Если потребовать, чтобы $K_{\Pi} \geq 5$, то для $N_H = 3$ условие (2) выполняется для всех значений E в рассматриваемом диапазоне. Для $N_H = 7$ условие (2) выполняется для $E \leq 0,007$, а при $N_H = 15$ – только для $E \leq 0,003$.

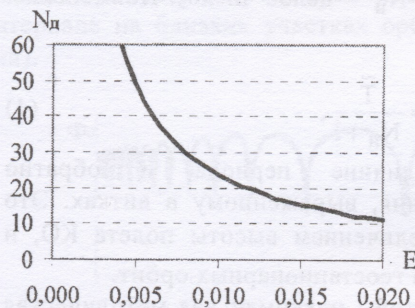


Рис. 2. График зависимости $N_{\Pi}(E)$

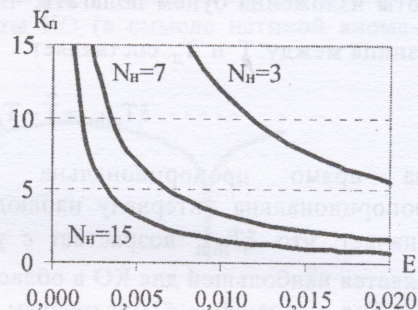


Рис. 3. График зависимости $K_{\Pi}(E)$

Отсюда, с учетом существенной зависимости ОС от метеоусловий, что в реальных условиях может приводить к увеличению N_H , можно сделать вывод о целесообразности использования предложенного алгоритма при сопровождении КО в области геостационарных орбит.

Отметим, что алгоритм, предложенный в [4], является частным случаем рассмотренного в данной статье алгоритма при $K=1$ и $\delta=0$. В этом случае функция $\Phi_0(R_0)$ на всем интервале $[R_{\min}, R_{\max}]$ унимодальна и вектор \bar{R} может быть задан на этом интервале произвольно.

Обработка натуральных измерений. Предложенный алгоритм был использован при обработке реальных оптических измерений угловых координат КО "SL-12 R/B(2)", проведенных в 2004 году оптическими средствами научно-исследовательского института «Николаевская астрономическая обсерватория» (НАО). Точность угловых измерений составляла единицы угловых секунд. В табл.1 представлены результаты измерений: UT – мировое время и RA – прямое восхождение в виде ЧЧММССДД (ЧЧ, ММ, СС, ДД – часы, минуты, секунды, доли секунды соответственно); DEC – склонение в виде ГГММССДД (ГГ – градусы).

Результаты посеансной обработки и совместной обработки последовательных сеансов измерений приведены в табл. 2. В ней представлены модули невязок параметров орбиты: ΔI – наклоны, $\Delta \Omega$ – ДВУ, ΔU – аргумента широты, ΔT – периода. Невязки рассчитаны на момент t_0 как разность между значениями параметров, рассчитанными по данным международного каталога [6], и оценками, полученными предложенным алгоритмом. Для каждого варианта группировки сеансов показано T_n и максимальная невязка измерений (в угловых секундах) $\Theta = \max |Y_{ij} - \tilde{Y}(\hat{X}_0)|$, (здесь $\tilde{Y}(\hat{X}_0)$ – значения Y , рассчитанные на основании \hat{X}_0).

Таблица 1

Результаты измерений НАО

| сеанс 1 (14 июня) | | | сеанс 2 (16 июня) | | |
|-------------------|----------|-----------|-------------------|----------|-----------|
| UT | RA | DEC | UT | RA | DEC |
| 20153746 | 16004630 | -08345819 | 19574154 | 15521802 | -08135163 |
| 20215494 | 16065749 | -08501301 | 20015639 | 15562860 | -08241555 |
| 20385034 | 16233629 | -09305096 | 20285043 | 16225653 | -09290629 |
| 20432670 | 16280845 | -09414381 | 20294140 | 16234661 | -09310330 |
| 20451293 | 16295307 | -09455541 | 20312331 | 16252705 | -09350598 |
| 20465915 | 16313767 | -09500267 | 20321428 | 16261743 | -09370948 |
| сеанс 3 (17 июня) | | | сеанс 4 (21 июня) | | |
| 21564172 | 17542576 | -12505072 | 21204046 | 17372140 | -12174541 |
| 21591502 | 17565799 | -12554353 | 21245600 | 17413484 | -12262319 |
| 22014834 | 17593054 | -13003635 | 21263823 | 17431646 | -12294855 |
| 22033057 | 18011214 | -13034722 | 23012766 | 19175816 | -15053454 |
| 22042167 | 18020294 | -13052265 | 23054320 | 19221500 | -15105237 |
| 22051278 | 18025374 | -13065809 | 23090763 | 19254043 | -15145884 |

Таблица 2

Результаты обработки измерений НАО

| сеансы | 1 | 2 | 3 | 4 | 1+2 | 1+2+3 | 1+2+3+4 |
|-------------------------|--------|--------|-------|---------|-------|-------|---------|
| T_n | 31 мин | 35 мин | 9 мин | 109 мин | 2 сут | 3 сут | 7 сут |
| $\Delta I, ^\circ$ | 0,020 | 0,001 | 0,006 | 0,015 | 0,0 | 0,04 | 0,001 |
| $\Delta \Omega, ^\circ$ | 0,091 | 0,039 | 0,004 | 0,167 | 0,294 | 0,284 | 0,278 |
| $\Delta U, ^\circ$ | 0,076 | 0,029 | 0,02 | 0,2 | 0,32 | 0,3 | 0,294 |
| $\Delta T, \text{мин}$ | 10,35 | 9,99 | 8,55 | 7,24 | 0,02 | 0,17 | 0,11 |
| $\Theta, ''$ | 5 | 6 | 2 | 7 | 180 | 600 | 550 |

Невязки оценок, полученных на одном сеансе измерений, близки к оценкам точности алгоритма, которые получены в [4] методом статистического моделирования. На коротких временных интервалах движение по орбите с малым E хорошо аппроксимируется круговой моделью и Θ на-

ходится в пределах случайной ошибки измерений. Однако существенной является методическая ошибка δT ($\delta T_{\max} \cong 900$ сек при $E = 0,005$).

При совместной обработке нескольких сеансов, за счет увеличения T_n , невязка периода существенно уменьшается. Влияние эллиптичности орбиты в этом случае проявляется в незначительном смещении оценок \hat{U}_0 и $\hat{\Omega}_0$, а также увеличении Θ за счет неравномерности угловой скорости радиус-вектора КО на различных участках эллиптической траектории. Однако, такие методические погрешности являются незначительными с точки зрения реализации численных методов уточнения орбиты.

Аналогичные результаты получены при обработке измерений других КО в области геостационарных орбит.

Выводы. Таким образом, предложенный алгоритм обеспечивает возможность первоначального определения круговой орбиты КО путем совместной обработки данных нескольких сеансов оптических наблюдений в условиях малопунктной технологии получения измерений за счет учета в модели движения вековых возмущений орбитальных параметров, обусловленных влиянием второй зональной гармоники гравитационного потенциала Земли. Наиболее целесообразно использование алгоритма при выполнении работ по мониторингу области геостационарных орбит.

ЛИТЕРАТУРА

1. Хуторовский З.Н., Бойцов В.Ф., Пылаев Л.Н. Контроль космических объектов на низких орбитах. Околоземная астрономия (Космический мусор). Сборник научных трудов. – Москва: ИА РАН, 1998. – С. 34 – 101.
2. Саврасов Ю.С. Методы определения орбит космических объектов. – М.: Машиностроение, 1981. – 174 с.
3. Эскобал П. Методы определения орбит. – М.: 1970. – 471 с.
4. Деденок В.П., Ткаченко А.А. Определение параметров околокруговых орбит космических объектов по измерениям угловых координат в условиях отсутствия априорной информации // Системи обробки інформації. – Вип. 6. – Харків: ХВУ, 2003. – С. 3 – 12.
5. Назаренко А.И., Скребушевский Б.С. Эволюция и устойчивость спутниковых систем. – М.: Машиностроение, 1981. – 286 с.
6. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.celestrak.com/NORAD/elements/>

Надійшла 02.03.2006

Рецензент: доктор технічних наук, професор Г.В. Певцов,
Об'єднаний науково-дослідний інститут Збройних Сил, Харків.