УДК 629.78

А.А.Ткаченко

Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков

ПОГРЕШНОСТИ МНОГОЭТАПНОГО МЕТОДА ПЕРВОНАЧАЛЬНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ОРБИТЫ ПРИ ОБРАБОТКЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ОПТИЧЕСКИХ НАБЛЮДЕНИЙ НИЗКООРБИТАЛЬНОГО ОКОЛОКРУГОВОГО КОСМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА

Проведена оценка величины систематических погрешностей первоначального определения параметров движения низкоорбитального околокругового космического объекта по результатам оптических наблюдений при использовании многоэтапного метода, основанного на аппроксимации измерений круговой моделью и последовательной оценке плоскостных и внутриплоскостных параметров орбиты.

первоначальное определение параметров орбиты, систематическая погрешность

Постановка проблемы

В Национальной системе контроля и анализа космической обстановки (СКАКО) основными средствами контроля космических объектов (КО) на низких орбитах являются радиолокационные станции надгоризонтного обнаружения (РЛС НГО). Однако качественный рост космических технологий в мире позволяет производителям уменьшать габариты современных КО, что зачастую делает их «невидимыми» для РЛС НГО, которые работают в метровом диапазоне радиоволн. В этих условиях к контролю низкоорбитальных КО могут быть привлечены оптические средства (ОС), традиционно используемые для наблюдения области высоких орбит. Так, в настоящее время специалистами Одесской астрономической обсерватории, разработаны методики, позволяющие использовать для наблюдения низкоорбитальных КО оптические инструменты в режиме «beam-park» (неподвижный телескоп) [1]. В связи с этим актуальной задачей является разработка алгоритмов обработки результатов оптических наблюдений в целях ведения каталога КО.

Ведение каталога КО, на основании которого осуществляется решение подавляющего большинства задач контроля космического пространства, связано с реализацией комплекса алгоритмов, среди которых наиболее сложным является первоначальное определение орбиты [2]. В работах [3, 4] предложен метод первоначального определения параметров траекторий КО по результатам измерений ОС, основанный на описании движения КО на интервале наблюдения круговой моделью и последовательной оценке плоскостных (наклонения I и долготы восходящего узла Ω) и внутриплоскостных параметров (периода обращения T и аргумента широты U). Для случая геосинхронного КО проведен анализ точностных характеристик алгоритма, показано, что основной вклад в суммарную погрешность определения орбиты вносят систематические погрешности, обусловленные отличием реального движения КО от модели, это движение описывающей. Однако остался неисследованным вопрос о возможности использовании этого метода для случая наблюдения низкоорбитального КО.

Цель работы – анализ систематических погрешностей первоначального определения параметров траектории низкоорбитального околокругового космического объекта по результатам измерений угловых координат при использовании многоэтапного метода [3].

Результаты исследований

Учитывая, что более 80% низкоорбитальных КО имеют орбиты с эксцентриситетом, а также временные возможности ОС по наблюдению низкоорбитальных КО, в последующем будем рассматривать орбиты с диапазоном эксцентриситета от $e_{min} = 0,001$ до $e_{max} = 0,02$, а интервал наблюдения КО $t_н$ от $t_{н_{min}} = 30$ сек до $t_{н_{max}} = 5$ мин.

Для эллиптического движения, в отличие от кругового, характерны непостоянство как угловой скорости $\dot{U} \neq \text{const}$, так и модуля радиус-вектора КО $|\bar{R}| \neq \text{const}$.

Оценим методические погрешности, вносимые в параметры плоскости орбиты I и Ω. Обозначим $\rho = |\bar{R}| = a(1-e^2)/(1+e\cos\nu)$, где a – большая полуось орбиты и ν – истинная аномалия [5]. Изменение ρ на интервале $t_н = t_2 - t_1$ составляет

$$\Delta_\rho = |\rho_2 - \rho_1| = \left|\frac{ae(1-e^2)(\cos\nu_2 - \cos\nu_1)}{(1+e\cos\nu_1)(1+e\cos\nu_2)}\right|, \quad (1)$$

где ν_1, ν_2 – истинная аномалия КО в моменты t_1, t_2 соответственно.

Поскольку ν_2 при движении по заданной орбите однозначно определяется через ν_1 и $t_н$, то $\Delta_\rho = \Delta_\rho(e, \nu_1, t_н)$.

На рис. 1 показаны в логарифмическом масштабе графики зависимости максимального значения $\Delta_\rho^{max}(e, t_н) = \max\limits_{\nu_1}\left(\Delta_\rho(e, \nu_1, t_н)\right)$ от e для различных $t_н$ для низкоорбитального КО (с периодом обращения $T = 100$ мин).

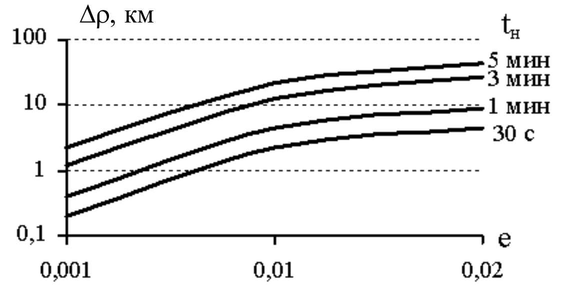

Рис. 1. Изменение $|\bar{R}|$ на интервале наблюдения

Методическая погрешность Δ_ρ при фиксированном угле места наблюдения β приводит к отклонению радиус-вектора КО от своего истинного направления на угол $\Delta\phi$ (рис. 2). На рис. 2 обозначены: точка О – центр масс Земли; S – точка стояния ОС; К – истинное положение КО на эллиптической орбите с модулем радиус-вектора $R_э$; Р – положение КО на круговой орбите с радиусом $R = R_э - \Delta\rho$.

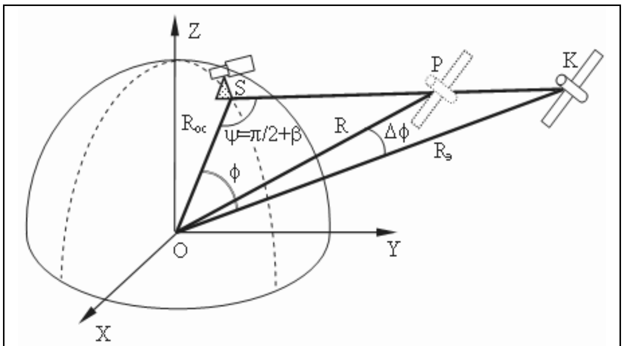

Рис. 2. Отклонение радиус-вектора КО от истинного направления

Будем полагать, что в малой окрестности истинного значения ϕ погрешность $\Delta\phi$ с точностью до членов первого порядка разложения Тейлора зависит от $\Delta\rho$ как $\Delta\phi = \frac{\partial\phi}{\partial\rho}\Delta\rho$, где

$$\frac{\partial\phi}{\partial\rho} = \frac{|\bar{R}_{oc}|\sin\psi}{\rho\sqrt{\rho^2 - \left(|\bar{R}_{oc}|\sin\psi\right)^2}}. \qquad (2)$$

Максимальное значение $\partial\phi/\partial\rho$ для низких орбит ($|\bar{R}| \approx 7000$ км) $\frac{\partial\phi}{\partial\rho} \approx 1{,}8 \cdot 10^{-2}\ {}^\circ/км$. На рис. 3 в логарифмическом масштабе показаны графики зависимости $\Delta\phi(kk)$, где $kk = \frac{e \cdot t_н}{e_{min} \cdot t_{н_{min}}}$. В рассматриваемых диапазонах e и $t_н$ для низкоорбитальных КО $\Delta\phi \approx (0{,}007...0{,}8)^\circ$.

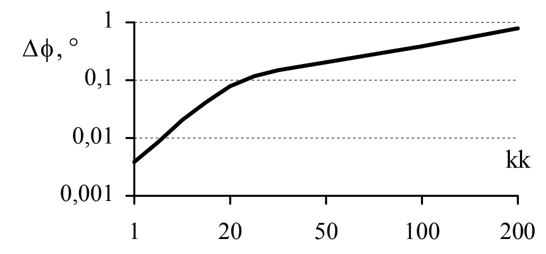

Рис. 3. Методическая погрешность $\Delta\phi$

Методическое смещение $\Delta\phi$ вызывает отклонение нормали плоскости орбиты на угол Δn (рис. 4) и соответствующие погрешности в оценках параметров плоскости. На рис. 4 вектора R_1 и R_2 – направляющие орты радиус-вектора КО в моменты t_1, t_2 соответственно, а R_3 – орт радиус-вектора КО в момент t_2 с учетом погрешности $\Delta\phi$. Вектора n_1 и n_0 – нормали к плоскостям, построенных на ортах R_1, R_3 и R_1, R_2, соответственно.

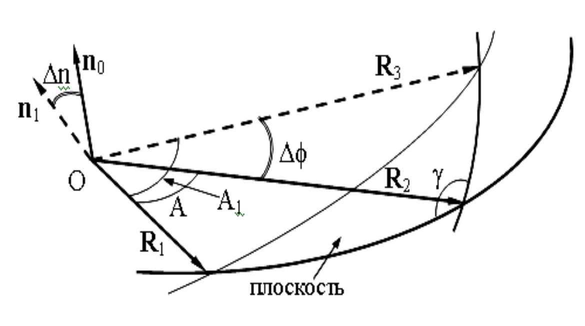

Рис. 4. Отклонение нормали к плоскости орбиты

Из сферического треугольника (на дугах A, A_1, γ), применяя тождество Лагранжа для «сложных произведений», максимальное значение Δn определяется из выражения

$$\cos(\Delta n) = \frac{\sqrt{\cos^2(\Delta\phi) - \cos^2(A)}}{|\sin(A)|}. \qquad (3)$$

Анализ величины Δn показал, что $\Delta n \approx \Delta\phi$, поэтому в рассматриваемых диапазонах e и $t_н$ методические погрешности оценок параметров плоскости составляют $\Delta I, \Delta\Omega \approx (0,007...0,8)^\circ$. При $t_н < 1$мин величина погрешностей $\Delta I, \Delta\Omega \approx 0,1^\circ$.

Оценим методическую погрешность оценки T. Угловая скорость КО $\dot{U}$ при движении по эллиптической орбите с периодом T зависит от e и ν как

$$\dot{U} = \frac{2\pi\left(1 + e\cos\nu\right)^2}{T\sqrt{1 - e^2}}.$$

Мгновенному значению $\dot{U}$ соответствует угловая скорость кругового движения с периодом $T_{кр} = T\frac{\sqrt{(1-e^2)^3}}{\left(1+e\cos\nu\right)^2}$. Максимальное значение разницы между T и $T_{кр}$ достигается при $\nu = \pi$ и составляет

$$\Delta_T^{max} = T\left(\sqrt{(1+e)^3/(1-e)} - 1\right). \qquad (4)$$

Анализ зависимости $\Delta_T^{max}(e)$ (график представлен на рис. 5) показал, что для низких орбит $\Delta_T^{max} < 4$ мин. Отметим, что это значение максимально, получено для мгновенного значения $\dot{U}$, т.е. $t_н \to 0$, и зависит от наблюдаемого участка траектории КО.

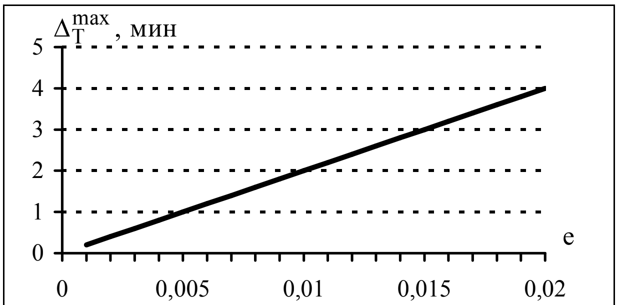

Рис. 5. Максимальная методическая погрешность оценки периода

При $t_н > 0$ значения $T_{кр}$ определяются исходя из средней угловой скорости КО за время наблюдения $T_{кр} = \frac{2\pi t_н}{\nu_2 - \nu_1}$. Анализ зависимости $\Delta_T(t_н)$ показал, что существенное уменьшение Δ_T возможно лишь при $t_н$, соизмеримом с периодом обращения. Так, для уменьшения Δ_T в 5 раз интервал наблюдения должен составлять более 80 % от периода.

Оценим методическую погрешность оценки U. Ограничиваясь в круговой модели учетом только первой производной $\dot{U}$, методическая погрешность определяется из [5]

$$\Delta U \approx \frac{\ddot{U} \cdot t_н^2}{2} = \frac{-4t_н^2\pi^2 e\sin(\nu)}{T^2}\left(\frac{1+e\cos(\nu)}{1-e^2}\right)^3. \qquad (5)$$

Максимум $\ddot{U}$ по абсолютной величине достигается при $\cos(\nu) = (\sqrt{1+48e^2} - 1)/8e$. При этом максимальная методическая погрешность оценки аргумента широты $\Delta U_{max} < 0,2^\circ$.

Выводы

Таким образом, методические погрешности, вносимые при описании круговой моделью движения низкоорбитального космического объекта по эллиптической траектории с малым эксцентриситетом составляют: по параметрам плоскости орбиты до $0,8^\circ$; по периоду – до 4 мин по аргументу широты $-0,2^\circ$. В случае, когда интервал наблюдения не превышает 1 мин, максимальные погрешности по угловым параметрам не превышают $0,1^\circ$, что вполне приемлемо для решения практических задач определения орбит космических объектов. Систематическая погрешность оценки периода может быть компенсирована за счет совместной обработки результатов оптических наблюдений на различных витках полета.

Список литературы

1. *Сухов П.П., Волков С.К., Карпенко Г.Ф., Губин Е.Г., Титенко В.В., Ямницкий В.А., Ткаченко А.А. О применении широкопольных линзовых объективов для задач ККП. – [Электрон. ресурс]. – Режим доступа: http://www.lfvn.astronomer.ru/main/report.htm*
2. *Хуторовский З.Н., Бойков В.Ф., Пылаев Л.Н. Контроль космических объектов на низких орбитах // Околоземная астрономия. Сборник научных трудов. – М.: ИА РАН, 1998. – С. 34-101.*
3. *Деденок В.П., Ткаченко А.А. Определение параметров околокруговых орбит космических объектов по измерениям угловых координат в условиях отсутствия априорной информации // Системи обробки інформації. – Х.: ХВУ, 2003. – Вип. 6. – С. 3-12.*
4. *Деденок В.П., Ткаченко А.А., Шульга А.В. Первоначальное определение круговой орбиты космического объекта по данным нескольких сеансов оптических наблюдений // Збірник наукових праць Об'єднаного науково-дослідного інституту Збройних Сил. – Х.: ОНДІ ЗС, 2006. – Вип. 1 (3). – С. 175-184.*
5. *Основы теории полета космических аппаратов / Под ред. Г.С. Нариманова, М.К.Тихонравова. – М.: Машиностроение, 1972. – 608 с.*

Поступила в редколлегию 3.12.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.П. Деденок, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.