

УДК 629.764+531.551

В. И. ИВАНОВА, А. Д. ШЕПТУН

ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Украина

МИНИМИЗАЦИЯ УХОДА МЕСТНОГО СОЛНЕЧНОГО ВРЕМЕНИ ВОСХОДЯЩЕГО УЗЛА СОЛНЕЧНОСИНХРОННОЙ ОРБИТЫ С УЧЕТОМ ТОЧНОСТИ ВЫВЕДЕНИЯ

Решается задача расчета поправки к базовому наклонению солнечносинхронной орбиты (ССО) с учетом предельной погрешности выведения по наклонению, обеспечивающей минимально возможный уход местного солнечного времени восходящего узла на интервале функционирования космического аппарата (КА). Исследование является развитием методики оценки возмущений функциональных характеристик ССО, принципиальные положения которой разработаны авторами ранее. Ввод полученной поправки к базовому наклонению ССО позволит исключить на КА двигательную установку коррекции или свести к минимуму запасы топлива. Полученные теоретические результаты проиллюстрированы и подтверждаются на примерах наблюдений за полетами КА («Океан-О», Eгyрsat-1).

Ключевые слова: солнечносинхронная орбита, местное солнечное время, точность выведения, наклонение ССО.

Введение

Объем запусков космических аппаратов (КА) на солнечносинхронные орбиты (ССО) неизменно растет и в настоящее время составляет ~60-70% от общего числа запусков на низкие околоземные орбиты. Основной положительной особенностью невозмущенных ССО являются постоянные условия для зондирования поверхности Земли оптическими средствами наблюдения, в частности, постоянство местного среднего солнечного времени восходящего узла (МСВ ВУ). Однако под действием природных возмущений параметры орбиты эволюционируют и солнечносинхронность нарушается. Так, по результатам наблюдений за КА "Океан-О", запущенным на ССО с начальным местным солнечным временем восходящего узла 22ч 30мин, за 3 года орбитального полета без корректирующих маневров (из-за нештатной работы системы ориентации) МСВ ВУ уменьшилось на полчаса, а, согласно прогнозу, за 5 лет уход МСВ ВУ составил бы 1,5 часа.

Поддержание стабильности условий дистанционного зондирования Земли является одной из важнейших задач проектирования миссий на солнечносинхронных орбитах. Традиционно этот вопрос решается введением системы коррекции с использованием двигательных установок [1]. Авторы настоящей статьи задались вопросом: можно ли выявить и учесть при расчете начальных параметров орбиты КА основные возмущения, влияющие на нарастающий уход МСВ ВУ, сведя этот уход к минимуму? Это позволило бы сократить количество коррекций

или исключить их. В работе [2] авторами было показано, что для типовых ССО (выше 500 км) преобладающий вклад в нарушение свойств солнечносинхронности вносит эволюция наклонения, а снижение высоты за счет атмосферного торможения – в существенно меньшей степени. Там же показано, что основными факторами, вызывающими возмущение наклонения, является прямое и опосредованное влияние гравитации Солнца и получено соотношение для расчета поправки к базовому начальному наклонению, позволяющее минимизировать уход МСВ ВУ на интервале функционирования КА без коррекции орбиты.

Кроме векового возмущения параметров орбиты на изменение МСВ ВУ влияет также начальное возмущение, вызванное погрешностями выведения КА на орбиту по радиус-вектору ($\pm\delta r_{in}$) и наклонению ($\pm\delta i_{in}$). Можно показать, что единичное отклонение наклонения (1 угл. мин.) влияет на скорость прецессии плоскости орбиты примерно в 7 раз больше, чем единичное отклонение высоты (1 км). Принимая во внимание, что системы управления современных РН обеспечивают точность выведения на ССО порядка $|\delta r_{in}| \leq 3$ км, $|\delta i_{in}| \leq 2,5$ угл. мин. в настоящей статье выводятся соотношения для поправки к базовому наклонению ССО только с учетом погрешности выведения по наклонению.

Постановка задачи исследования

Целью настоящей статьи является вывод соотношения для расчета поправки к базовому наклоне-

нию ССО, обеспечивающей минимально возможный уход МСВ ВУ на интервале функционирования КА при вековом возмущении наклона орбиты δi_s и предельных погрешностях выведения по наклону $\pm \delta i_{in}$.

Будем решать поставленную задачу математическим анализом соотношения для изменения долготы восходящего узла орбиты за n -ый виток полета КА $-\Delta\Omega$ [2] при начальном возмущении наклона $\widehat{\delta i}_0 = \delta i_0 \pm \delta i_{in}$ и в предположении постоянства радиуса орбиты (r_{cir}):

$$\Delta\Omega(n) = 3\pi \cdot \left(\frac{r_e}{r_{cir}}\right)^2 \cdot C_{20} \cdot \cos(i_0 + \widehat{\delta i}_0 + \delta i_s \cdot n), \quad (1)$$

где r_e – экваториальный радиус земного эллипсоида,
 r_{cir} – радиус круговой ССО,

C_{20} – коэффициент второй зональной гармоники в разложении гравитационного поля Земли ($C_{20} < 0$),

δi_s – изменение наклона ССО за виток за счет суммарного влияния гравитации Солнца,

i_0 – базовое наклонение ССО,

δi_0 – поправка к базовому наклонению без учета точности выведения (из [2]),

δi_{in} – модуль предельной ошибки выведения для принятого уровня вероятности.

Расчет поправки к базовому наклонению ССО

Очевидно, что выражение (1) можно переписать в виде:

$$\Delta\Omega(n) = -3\pi \cdot \left(\frac{r_e}{r_{cir}}\right)^2 \cdot C_{20} \cdot \sin(\Delta i + \widehat{\delta i}_0 + \delta i_s \cdot n),$$

где $\Delta i = i_0 - 90^\circ$.

Исследование показало [2], что для рассматриваемого класса орбит (высотой не более 900 км) выражение для $\Delta\Omega(n)$ с приемлемой для решаемой задачи точностью можно линеаризовать. Тогда в предположении постоянства периода обращения КА функция отклонения от номинального значения угла поворота плоскости орбиты за n -ый виток будет иметь вид:

$$\begin{aligned} \delta(\Delta\eta(n)) &= \Delta\Omega(n) - \omega_s \cdot T = \\ &= -3\pi \cdot \left(\frac{r_e}{r_{cir}}\right)^2 \cdot C_{20} \cdot (\Delta i_0 + \widehat{\delta i}_0 + \delta i_s \cdot n) - \omega_s \cdot T, \end{aligned}$$

где ω_s – угловая скорость движения видимого Солн-

ца по эклиптике,

T – драконический период обращения КА по орбите.

Учитывая, что для невозмущенной ССО

$$-3\pi \cdot \left(\frac{r_e}{r_{cir}}\right)^2 \cdot C_{20} \cdot \Delta i \approx \omega_s \cdot T$$

получим:

$$\delta(\Delta\eta(n)) = -3\pi \cdot \left(\frac{r_e}{r_{cir}}\right)^2 \cdot C_{20} \cdot (\widehat{\delta i}_0 + \delta i_s \cdot n).$$

Суммарно за n витков орбитального движения КА угол $\Delta\eta(n)$, определяющего уход МСВ ВУ, оценивается через соотношение:

$$\Delta\eta(n) = -3\pi \cdot \left(\frac{r_e}{r_{cir}}\right)^2 \cdot C_{20} \cdot \int_0^n (\widehat{\delta i}_0 + \delta i_s \cdot n) dn,$$

т.е. двумя кривыми в зависимости от знака реализовавшейся ошибки выведения:

$$\Delta\eta_{\pm} (n) = -3\pi \cdot \left(\frac{r_e}{r_{cir}}\right)^2 \cdot C_{20} \cdot ((\widehat{\delta i}_0 \pm \delta i_{in}) \cdot n + \delta i_s \cdot \frac{n^2}{2}). \quad (2)$$

Мы получили, что при начальном возмущении наклона только за счет погрешности выведения $+\delta i_{in}$ или $-\delta i_{in}$ МСВ ВУ будет изменяться линейно, а под действием постоянно действующего возмущения δi_s – по закону, близкому к квадратичному. На рисунке 1 изменение МСВ ВУ без поправки к базовому наклонению для ССО типа орбиты КА "Океан-О" (высотой ~700 км) показано кривой а, с поправкой δi_0 , рассчитанной без учета погрешности выведения – кривой а', а изменение МСВ только за счет погрешности выведения – кривыми с+ и с-. Как видно из рисунка, при введении поправки уход МСВ ВУ при пятилетнем сроке функционирования КА составил бы ± 15 минут, вместо минус 1,5 часа при базовом наклонении.

Сумма начального и векового изменения МСВ ВУ дает две предельные кривые (рис. 2), описываемые соотношениями 2.

Таким образом, рассматриваемая задача сводится к определению поправки δi_0 , минимизирующей максимально возможный (например, для уровня вероятности $2,33\sigma$) уход МСВ ВУ при максимальной ошибке выведения, с каким бы знаком она

не реализовалась.

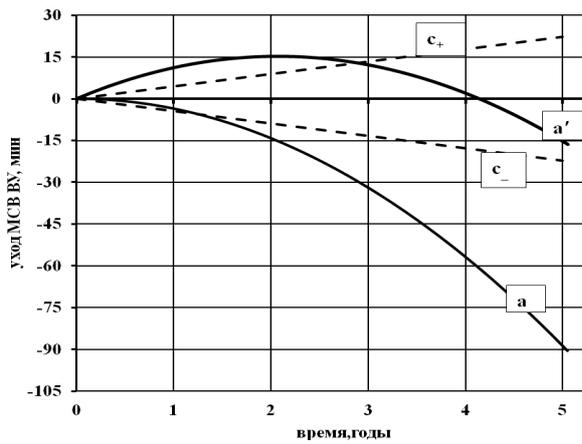


Рис. 1. Эволюция МСВ ВУ:
 а – при базовом наклонении (без поправки);
 а' – при наклонении с поправкой без учета погрешности выведения; с+, с- – только за счет погрешности выведения

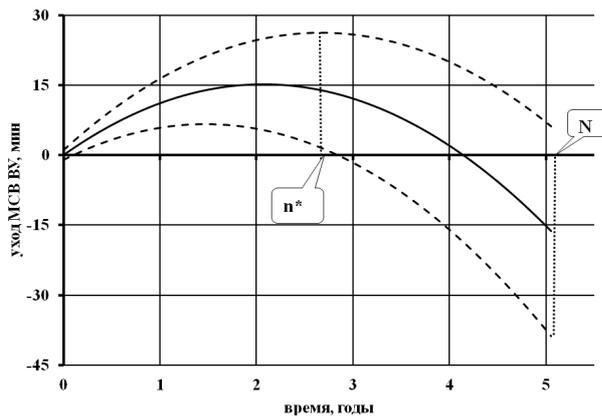


Рис. 2. Изменение МСВ ВУ при поправке к наклонению без учета ошибки выведения:
 — — номинальное (без погрешности выведения);
 ---- – при реализации максимальной погрешности выведения

Графически это означает равенство модулей ординат точек n^* и N на рис. 2, т.е.:

$$\begin{aligned} \delta i_s < 0: \Delta\eta_+(n^*) &= -\Delta\eta_-(N), \\ \delta i_s > 0: \Delta\eta_-(n^*) &= -\Delta\eta_+(N). \end{aligned} \quad (3)$$

Для удобства постоянную часть соотношений (2) обозначим:

$$k = -3\pi \cdot \left(\frac{r_e}{r_{сг}} \right)^2 \cdot C_{20}.$$

Легко найти, что точка экстремума:

$$\text{при } \delta i_s < 0: n^* = -\frac{\delta i_0 - \delta i_{in}}{\delta i_s},$$

$$\text{при } \delta i_s > 0: n^* = -\frac{\delta i_0 + \delta i_{in}}{\delta i_s}.$$

Точка экстремума существует, если $0 < n^* < N$.

Значения функций $\Delta\eta_{\pm}$ в точке экстремума:

$$\Delta\eta_{\pm}(n^*) = -k \cdot \frac{(\delta i_0 - \text{sign}(\delta i_s) \cdot \delta i_{in})^2}{2\delta i_s},$$

а на краю интервала N (N – интервал эксплуатации КА в витках):

$$\Delta\eta_{\pm}(N) = k \cdot (\delta i_0 + \text{sign}(\delta i_s) \cdot \delta i_{in}) \cdot N \cdot \delta i_s \cdot \frac{N^2}{2}.$$

Подставив соответствующие правые части в соотношения (3), получим квадратные уравнения относительно искомой переменной δi_0 :

при $\delta i_s < 0$:

$$\frac{1}{2\delta i_s} i_0^2 + \left(\frac{\delta i_{in}}{\delta i_s} - N \right) \delta i_0 + \frac{(\delta i_0 + \delta i_{in})^2}{2\delta i_s} - \delta i_s \cdot N^2 = 0,$$

при $\delta i_s > 0$:

$$\frac{1}{2\delta i_s} i_0^2 - \left(\frac{\delta i_{in}}{\delta i_s} + N \right) \delta i_0 + \frac{(\delta i_0 - \delta i_{in})^2}{2\delta i_s} - \delta i_s \cdot N^2 = 0.$$

Опустив несложные, но громоздкие преобразования, получим выражения для расчета поправки к базовому наклонению в зависимости от знака векового изменения наклонения орбиты δi_s :

$$\begin{aligned} \delta i_0 &= \delta i_s \cdot N + \text{sign}(\delta i_s) \cdot \\ &\cdot (\delta i_{in} - \sqrt{2\delta i_s^2 \cdot N^2 + \text{sign}(\delta i_s) \cdot 4\delta i_s \cdot \delta i_{in} \cdot N}). \end{aligned} \quad (4)$$

Как показали расчеты, для орбиты, типа орбиты КА "Океан-О", значение поправки к базовому наклонению без учета погрешности выведения на пятилетнем интервале функционирования КА должно было составить $\delta i_0 = 4,95$ угл. мин., а рассчитанное по соотношению (4) с учетом погрешности выведения ($\delta i_{in} = \pm 1,5$ угл. мин.): $\delta i_0 = 5,46$ угл. мин. Для последнего случая наиболее вероятное изменение МСВ ВУ (при выведении с нулевой погрешностью) соответствовало бы кривой а на рис. 3, т.е. находи-

лось бы в пределах $-10/+20$ мин. Предельное же отклонение (с вероятностью обеспечения точности выведения) на пятилетнем интервале функционирования КА не превысило бы ± 30 минут – кривые a_- и a_+ на рис. 3.

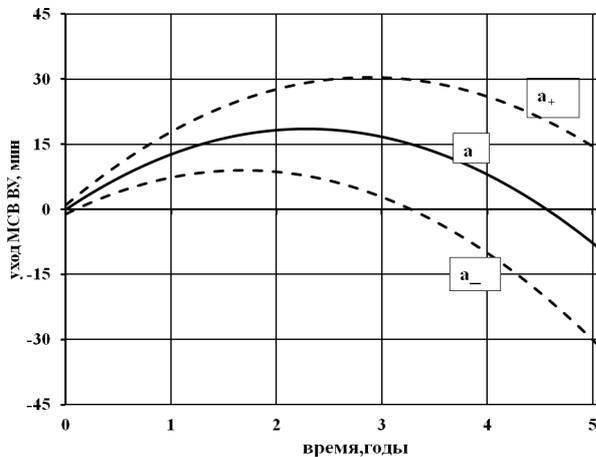


Рис. 3. Изменение МСВ ВУ при поправке к наклонению с учетом ошибки выведения: а – номинальное; a_+ , a_- – при реализации максимальной погрешности выведения

Предложенная методика была апробирована и подтверждена при запуске КА Eгypsat-1 разработки ГП "КБ "Южное". В качестве эксперимента значение начального наклонения ССО высотой 668 км было увеличено на $\sim 3'$ (поправка без учета точности выведения), исходя из времени функционирования КА 3 года. При реализовавшейся малой погрешности выведения по наклонению результаты наблюдений показали близость наблюдаемых [4] и расчетных номинальных значений МСВ ВУ (рис. 4) – предельное отклонение составило $\sim 5,5$ мин вместо 35 минут, если бы поправка не была введена.

Заключение

Несмотря на широкое использование ССО задача обеспечения минимизации ухода местного солнечного времени восходящего узла без коррекции параметров орбиты в литературе комплексно не исследована.

Материалы настоящей статьи представляют собой развитие теории о возмущении функциональных характеристик ССО и содержат вывод и конечные аналитические соотношения, которые могут быть использованы для целей баллистического проектирования КА, а также для формирования требований к системам управления проектируемых ракетносителей.

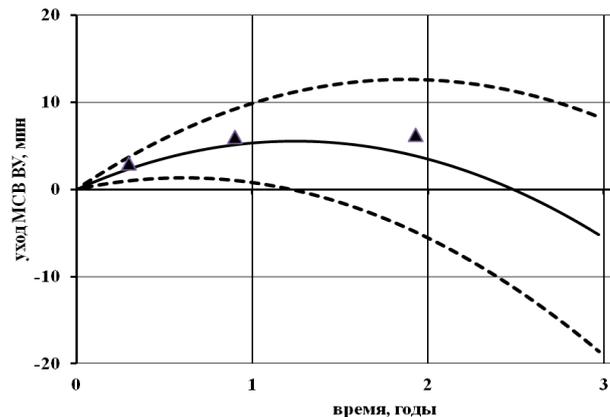


Рис. 4. Расчетные (— — номинальные, ---- — предельные) и наблюдаемые (маркер) отклонения МСВ ВУ КА Eгypsat-1

Ввод полученной поправки к базовому наклонению ССО позволит минимизировать уход функциональных характеристик ССО, за счет чего, в большинстве случаев, исключить на КА двигательную установку коррекции или свести к минимуму запасы топлива на борту. При этом будут обеспечены приемлемые условия выполнения задач дистанционного зондирования Земли на более длительном интервале функционирования КА.

В дальнейшем авторы предполагают более подробно исследовать влияние на нарушение солнечносинхронности падения высоты орбиты за счет атмосферного торможения для всех диапазонов высот и вывести соотношение для поправки к базовому наклонению орбиты с учетом прогнозируемого падения высоты орбиты (для высот, для которых такой учет целесообразен).

Литература

1. Чернов, А. А. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли [Текст] / А. А. Чернов, Г. М. Чернявский. – М. : Радио и связь, 2004. – 200 с.
2. Шептун, А. Д. Приложение теоремы об изменении кинетического момента к задаче о вековом движении плоскости солнечносинхронной орбиты [Текст] / А. Д. Шептун, В. И. Иванова, И. В. Маштак // Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2013. – № 1. – С. 29-36.
3. Vallado, D. A. Fundamentals of Astrodynamics and Applications [Text] / D. A. Vallado, Wayne D. McClain. – Second Printing. – Springer Science & Business Media, 2001. – 958 p.
4. NORAD Two-Line Element Sets [Электронный ресурс] // Режим доступа: <http://www.celestrak.com/NORAD/elements/>. – 13.02.2015.

Поступила в редакцию 13.02.2015, рассмотрена на редколлегии 20.03.2015

МІНІМІЗАЦІЯ ВІДХИЛЕННЯ МІСЦЕВОГО СОНЯЧНОГО ЧАСУ СХОДЯЧОГО ВУЗЛА СОНЯЧНОСИНХРОННОЇ ОРБИТИ З УРАХУВАННЯМ ТОЧНОСТІ ВИВЕДЕННЯ

В. І. Іванова, А. Д. Шептун

Вирішується задача розрахунку поправки до базового нахилу сонячносинхронної орбіти (ССО) з урахуванням граничної похибки виведення по нахилу, що забезпечує мінімально можливе відхилення від номінального значення місцевого сонячного часу сходячого вузла на інтервалі функціонування космічного апарату (КА). Дослідження є розвитком методики оцінки збурень функціональних характеристик ССО, принципів положення якої розроблені авторами раніше. Введення отриманої поправки до базового нахилу дозволить виключити на КА двигун корекції або звести до мінімуму запаси палива. Отримані теоретичні результати проілюстровані та підтверджуються на прикладах спостереження за польотами КА («Океан-О», Егypsat-1).

Ключові слова: сонячносинхронна орбіта, місцевий сонячний час, точність виведення, нахил ССО.

MINIMIZATION OF DEVIATION FROM LOCAL SUN TIME OF SUN SYNCHRONOUS ORBIT ASCENDING NODE CONSIDERING INJECTION ACCURACY

V. I. Ivanova, A. D. Sheptun

The paper addresses the objective to calculate correction to the sun synchronous orbit (SSO) reference inclination, taking into consideration the limit error of injection inclination that provides the minimum possible deviation from the nominal local sun time of ascending node during the period of spacecraft (SC) operation. The study is pursued with the purpose to develop the procedure for evaluation of disturbances of the SSO functional characteristics. The authors developed earlier the procedure fundamentals. Introduction of the obtained correction to the SSO reference inclination will allow removal of an SC correction propulsion unit or minimization of propellant amount. Obtained theoretical results are illustrated and verified by observations over spacecraft flights (Okean-O, Eypusat-1).

Key words: sun synchronous orbit, local sun time, injection accuracy, SSO inclination.

Іванова Валентина Івановна – начальник групи проектної орбитальної балістики, ГП «Конструкторское бюро «Южное», Днепропетровск, Украина, e-mail: ivanova1312@yandex.ru.

Шептун Анатолий Дмитриевич – канд. техн. наук, главный специалист, ГП «Конструкторское бюро «Южное», Днепропетровск, Украина.