

**В. И. Иванова, А. Д. Шептун**

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепропетровск

## ОБЕСПЕЧЕНИЕ МАКСИМАЛЬНОЙ СТАБИЛЬНОСТИ УСЛОВИЙ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ БЕЗ КОРРЕКЦИИ ОРБИТЫ

*Исследованы факторы, влияющие на отклонение от номинального значения местного солнечного времени восходящего узла солнечносинхронных орбит. Выведены соотношения для расчета поправки к базовому наклонению, которая обеспечивает минимизацию этого отклонения на интервале функционирования космического аппарата на орбите. Ввод поправки позволит свести к минимуму или исключить коррекции орбиты. Полученные теоретические результаты подтверждаются результатами наблюдения за реальными полетами КА «Океан-О» и «Egyptsat-1» разработки ГП «КБ «Южное».*

**Ключевые слова:** солнечносинхронная орбита (ССО), наклонение ССО, условия дистанционного зондирования Земли, местное солнечное время узла орбиты, возмущение движения КА, влияние гравитации Солнца.

### ВВЕДЕНИЕ

Количество запусков космических аппаратов (КА) на солнечносинхронные орбиты (ССО) неизменно растет, и в последнее десятилетие составляет 70 % от общего числа запусков на низкие околоземные орбиты и более 95 % — от числа запусков КА с задачами дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ).

Широкое применение ССО определяется ее главным свойством — почти неизменной ориентацией плоскости орбиты относительно направления на Солнце, характеризуемое углом  $\chi$  (рис. 1) между проекцией радиуса-вектора среднего Солнца [1] на земной экватор и направлением из центра Земли на восходящий узел орбиты КА.

Угол  $\chi$ , выраженный в часовой мере, называется местным среднесолнечным временем восходящего узла (МСВ ВУ) орбиты. Угол  $\chi$  положительный при отсчете от направления на Солнце против часовой стрелки (по ходу вращения Земли вокруг своей оси) и изменяется в диа-

пазоне  $-180^\circ \dots +180^\circ$  ( $\chi < 0$  на рис. 1). Значению  $\chi = 0^\circ$  соответствует МСВ ВУ 12 ч.

Свойство солнечносинхронности обеспечивается выбором наклонения в зависимости от высоты орбиты КА так, чтобы скорость прецессии плоскости орбиты была равна скорости движения видимого среднего Солнца по эклиптике ( $\chi = \text{const}$ ). Это означает, что для невозмущенной ССО местное среднесолнечное время восходящего узла орбиты постоянно, а трасса КА со строго определенной периодичностью проходит над одними и теми же участками земной поверхности.

Для невозмущенной ССО  $\chi = \text{const}$ , однако угол, под которым освещается исследуемая (зондируемая) поверхность Земли, определяется не только этим углом, но и склонением Солнца, т. е. угловой высотой Солнца  $\beta_S$  относительно местного горизонта в одно и то же суточное время. Проанализируем, почему на всем интервале функционирования КА на орбите важна стабильность именно МСВ ВУ.

Рассмотрим интервал времени в несколько суток. Солнечносинхронные орбиты, как правило,

имеют цикл изомаршрутности (повторяемости) трассы 3...16 сут. За такой интервал времени  $\beta_S$  в средних широтах в весенний/осенний период (скорость изменения  $\beta_S$  максимальна) изменится не более чем на 1...5°, поэтому условия освещенности зондируемой поверхности в одно и то же местное время в течение нескольких десятков суток можно считать одинаковыми. При постоянном МСВ ВУ снимки исследуемой поверхности с периодичностью цикла изомаршрутности для ССО будут точно совместимы по времени и близки по условиям освещенности (с точностью до 5°), что, очевидно, является полезным фактором при их обработке и анализе.

Если бы свойство не нарушалось на всем интервале функционирования КА на орбите (современные спутники ДЗЗ функционируют 3...7 лет), то каждый год снимки одной и той же поверхности в одни и те же даты оставались бы совместимыми по местному времени и условиям освещенности, что важно для фиксирования годовых изменений.

Что касается наблюдений в разные сезоны одного года, то разность значений угла места Солнца является фактором объективным и непреодолимым. Однако сравнение условий освещенности зимой и летом, когда в одно и то же суточное время разность угловой высоты Солнца над горизонтом максимальна, еще более наглядно показывает функциональную важность стабильности МСВ ВУ. Так, солнечное время выведения КА на орбиту часто выбирается из условия, чтобы съемка зондируемой поверхности велась в утренние часы (по статистике в утренние часы облачность менее вероятна, а атмосфера более прозрачна), но не слишком рано, чтобы обеспечить достаточный уровень освещенности в зимний период. Как правило, МСВ ВУ не увеличивают до 11...12 ч из-за невозможности для такой орбиты постоянной работы астроизмерительной системы, устанавливаемой на теневой стороне КА, и ориентированной на звезды: Земля будет закрывать звезды для этой системы на большей части витка. Поэтому солнечное время полета КА над зондируемой поверхностью, как правило, выбирается в диапазоне 10 ч 00 мин — 10 ч 30 мин. При стабильности такого МСВ ВУ

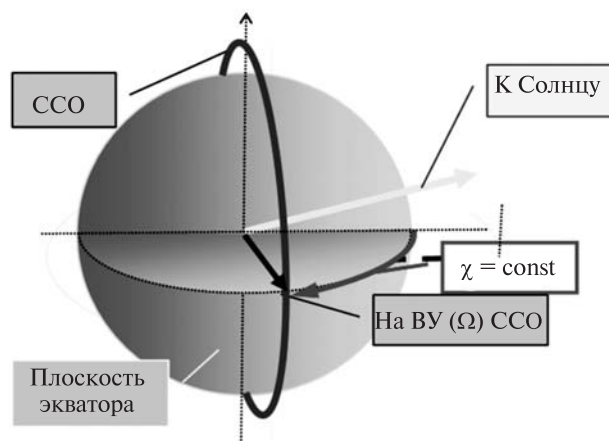


Рис. 1. К определению солнечносинхронных орбит

получение снимков в зимний период будет обеспечено, хотя и под другим углом освещения по сравнению с летним периодом. В случае же ухода МСВ на  $-1.5 \dots 2$  ч снимки будут не только не совмещены по времени, но получение изображения оптическими средствами станет проблематичным из-за сумерек.

Итак, объектом настоящего исследования является изменение МСВ ВУ ССО. Не нарушая общности рассуждений, ограничимся типовыми околокруговыми ССО высотой 500 ... 900 км.

#### ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Аналитическое соотношение для изменения прямого восхождения восходящего узла за виток ( $\Delta\Omega$ ) известно в разных формах [4, 7], в зависимости от выбора констант, формы разложения гравитационного поля Земли, а также теоретической основы, на которой строится вывод соотношения. В работе [6] мы получили выражение для расчета скорости изменения  $\Omega$  за виток полета КА по околокруговой орбите:

$$\Delta\Omega = 3\pi \left( \frac{r_e}{r} \right)^2 C_{20} \cos i, \quad (1)$$

где  $r_e = 6378.14$  км — экваториальный радиус земного эллипсоида,  $r$  — средний на витке радиус околокруговой орбиты КА,  $i$  — наклонение орбиты КА,  $C_{20} \approx -1.0826 \cdot 10^{-3}$  — коэффициент второй зональной гармоники в разложении гравитационного поля Земли. При выводе выражения (1) мы использовали форму разложения

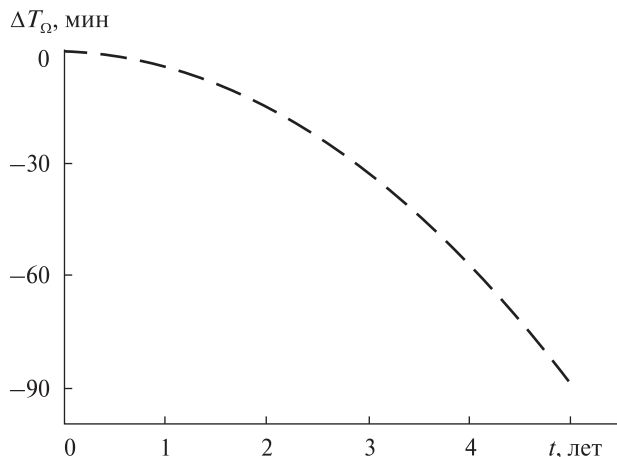


Рис. 2. Фактическое изменение МСВ ВУ в течение времени орбитального полета КА «Океан-О»

гравитационного поля Земли в общем виде (как в работе [8]) и теорему об изменении кинетического момента (отличным от других авторов методом).

По определению солнечносинхронности соотношение между высотой и наклоном должно быть таким, чтобы  $\Delta\Omega = \Delta\theta_S$ , где  $\Delta\theta_S = \omega_S T_{dr}$  — угловое смещение видимого среднего экваториального Солнца за драконический период обращения КА ( $T_{dr}$ ) по орбите,

$$\omega_S = \frac{2\pi}{365.254 \cdot 86400} \text{ рад/с}$$

— угловая скорость видимого Солнца.

Приравняв соотношение (1) и  $\Delta\theta_S$ , получим формулу для расчета величины  $i_0$  наклона круговой ССО, которую назвали базовым наклоном:

$$i_0 = \arccos\left(\frac{\omega_S T_{dr} r^2}{3\pi C_{20} r_e^2}\right). \quad (2)$$

Соотношения, эквивалентные (2), были основой методики расчета наклонов солнечносинхронных орбит КА «Ресурс», «Метеор», «Океан-О», «Сич-2» и др. Проблема эволюции параметров и нарушения солнечносинхронности для орбит этих КА решалась корректирующими маневрами с помощью двигательных установок.

Авторы настоящей статьи задались вопросом: «можно ли учесть при расчете начальных параметров ССО основные возмущения, влияющие на нарастающее отклонение МСВ ВУ, сведя это отклонение на временном интервале функционирования КА к минимуму и тем самым минимизировав энергетические затраты на коррекцию орбиты?». Подобная задача была сформулирована и решена для геостационарной орбиты — для минимизации смещений КА по широте начальные значения прямого восхождения восходящего узла и наклона выбираются в зависимости от положения Луны как основного возмущающего фактора на дату запуска КА [5]. Вопрос для ССО впервые был сформулирован авторами по результатам наблюдений в баллистическом центре при ГП «КБ «Южное» за орбитальным полетом КА «Океан-О».

КА «Океан-О» был запущен 1999 г. для исследования мирового океана на ССО высотой 700 км с МСВ ВУ 22 ч 30 мин (МСВ НУ — 10 ч 30 мин). Из-за неполадок в системе ориентации коррекция параметров орбиты была невозможна, и специалисты баллистического центра имели возможность наблюдать «естественную» эволюцию параметров и характеристик орбиты. Отклонение от номинального значения МСВ ВУ орбиты КА «Океан-О» в течение пяти лет представлены на рис. 2. График показывает, что МСВ убывало монотонно, и отклонение к концу пятилетнего периода наблюдений составило около 1.5 ч.

Целью исследования стало выявление основных факторов, влияющих на вековое возмущение (изменение) МСВ ВУ, количественная оценка этого влияния для типовых орбит, а также вывод соотношения для расчета поправки к базовому наклону ССО.

Отдельным аспектам исследования посвящены работы [2] и [6]. В работе [6] основное внимание уделено выбору метода исследования и выведены соотношения для расчета вековых возмущений наклона в зависимости от номинального значения МСВ ВУ ССО. В работе [2] анализируется влияние на возмущение МСВ ВУ ошибок выведения КА на орбиту. Настоящая статья представляет собой обобщение указанных работ, дополняет их подробным анализом влияния атмосферы на нарушение солнечносинхронности, а также результатами апробации полученных конечных соотношений.

## ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА НАРУШЕНИЕ СОЛНЕЧНОСИНХРОННОСТИ

Из соотношения (1) следует, что отклонение скорости изменения прямого восхождения восходящего узла (а значит и отклонение МСВ ВУ) от номинального значения определяется изменением номинального соотношения между радиусом  $r$  и наклоном  $i$  орбиты. Проанализируем факторы, вызывающие вековые изменения этих параметров орбиты, обозначив вариацию радиуса за виток через  $\delta r$ , вариацию наклона — через  $\delta i$ .

**Эволюция высоты ССО.** Главным фактором, влияющим на вековое изменение (уменьшение) радиуса околокруговых орбит, является атмосферное торможение. Исходя из выражения (1), для первого витка движения КА скорость смещения восходящего узла изменится за счет уменьшения радиуса на величину

$$\delta(\Delta\Omega) = 3\pi C_{20} \cos i r_e^2 \left[ \left( \frac{1}{r_0 - \delta r} \right)^2 - \left( \frac{1}{r_0} \right)^2 \right],$$

где  $r_0$  — начальный радиус орбиты. Из этого выражения следует, что под действием атмосферы скорость прецессии плоскости орбиты увеличивается, следовательно, увеличивается и МСВ ВУ.

Приняв на рассматриваемом интервале движения КА среднюю величину  $\delta r$  постоянной, на  $n$ -м витке получаем

$$\delta(\Delta\Omega)_n = 3\pi C_{20} \cos i r_e^2 \left[ \left( \frac{1}{r_0 - \delta r \cdot n} \right)^2 - \left( \frac{1}{r_0} \right)^2 \right].$$

Проинтегрировав по  $n$ , получим суммарно за  $N$  витков значение угла  $\Delta\chi(N)$ , определяющего изменение МСВ ВУ:

$$\begin{aligned} \Delta\chi(N) &= \int_0^N \delta(\Delta\Omega)_n dn = \\ &= 3\pi C_{20} \cos i \cdot \left( \frac{r_e}{r_0} \right)^2 \frac{\delta r \cdot N^2}{r_0 - \delta r \cdot N}. \end{aligned} \quad (3)$$

При вычислениях в формулу (3) следует подставлять модуль  $\delta r$ , а изменение угла  $\chi$  через  $N$  витков вычислять из выражения  $\chi = \chi_0 + \Delta\chi(N)$ .

Скорости уменьшения среднего радиуса орбиты  $\delta r$  зависит от плотности атмосферы и бал-

листического коэффициента КА. Плотность, в свою очередь, зависит от высоты полета КА и уровня солнечной активности  $F_{10,7}$ . Значение баллистического коэффициента  $k_b$  для спутников ДЗЗ, как правило, составляет

$$k_b = C_x S_m / m = 0.01 \dots 0.025 \text{ м}^2/\text{кг},$$

где  $C_x$  — аэродинамический коэффициент,  $S_m$  — площадь миделя,  $m$  — масса.

Сначала оценим вклад уменьшения высоты орбиты на изменение МСВ ВУ КА «Океан-О»: баллистический коэффициент КА составляет  $k_b = 0.011 \text{ м}^2/\text{кг}$ ; средняя высота начальной орбиты — 680 км; среднегодовой уровень солнечной активности в год запуска  $120 \cdot 10^{-22} \text{ Вт} \cdot \text{м}^{-2} \text{Гц}^{-1}$  с прохождением максимума ( $200 \cdot 10^{-22} \text{ Вт} \cdot \text{м}^{-2} \text{Гц}^{-1}$ ) в 2002 г.

Согласно оценке, полученной численным интегрированием уравнений движения и подтвержденной наблюдениями, средний радиус орбиты уменьшился за три года на 10 км, а за пять лет — на 14 км, т. е. в среднем на 5-летнем интервале изменение за один виток составило:  $\delta r = -5.19 \cdot 10^{-4} \text{ км}$ . Из выражения (3) видно, что если бы на движение КА «Океан-О» действовало только атмосферное торможение, за три года угол  $\chi$  увеличился бы на  $\Delta\chi \approx 1.3^\circ$ , а МСВ ВУ на 5 мин, а за пять лет — на  $3.6^\circ$  и 14 мин соответственно. Но по результатам наблюдений (рис. 2) МСВ ВУ уменьшилось за три года на 30 мин, а за пять лет — на 1.5 ч. Следовательно, основное возмущение МСВ ВУ орбит высотой 700 км при  $k_b \sim 0.01 \text{ м}^2/\text{кг}$  определяется не уменьшением высоты за счет атмосферного торможения, а эволюцией наклона за счет других факторов (см. ниже). Суммарный вклад этих факторов примерно в семь раз больше, чем вклад атмосферного торможения.

Для оценки влияния уменьшения высоты ССО на изменение МСВ ВУ и определения диапазона применимости выведенных конечных соотношений проанализируем весь рассматриваемый диапазон высот и баллистических коэффициентов при предельных (минимальном и максимальном) начальных значениях уровня солнечной активности.

По результатам интегрирования уравнений движения КА получены оценки снижения  $\Delta r$

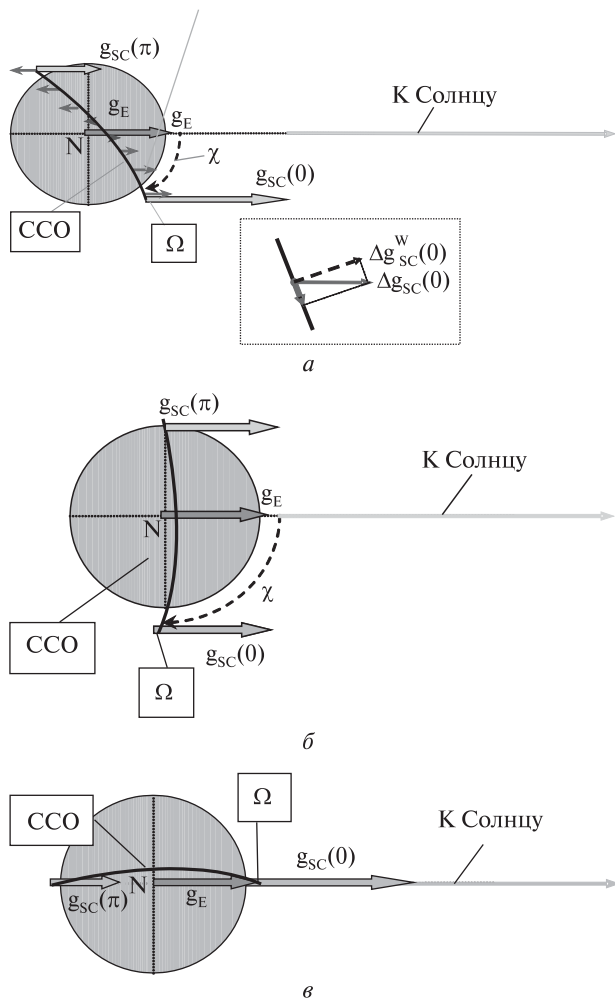


Рис. 3. Поле возмущающих ускорений  $\Delta \mathbf{g}_{SC}(u) = \mathbf{g}_{SC}(u) - \mathbf{g}_E$  от действия гравитационного поля Солнца в проекции на плоскость экватора: *a* — случай  $\chi \approx -45^\circ$ , *b* —  $\chi \approx 90^\circ$ , *v* —  $\chi \approx 0^\circ$  (см. текст)

**Изменение среднего радиуса солнечносинхронной орбиты  $\Delta r$  за три и пять лет**

$k_b, \text{ м}^2/\text{кг}$	$\Delta r, \text{ км}$				
	$h_0 = 500 \text{ км}$	$h_0 = 600 \text{ км}$	$h_0 = 700 \text{ км}$	$h_0 = 800 \text{ км}$	$h_0 = 900 \text{ км}$
<i>Изменение за три года</i>					
0.01	-12...п. с.	-2...-36	-0.5...-14	0...-5	0...-2
0.025	-37...п. с.	-5...-171	-1...-38	-1...-14	0...-6
<i>Изменение за пять лет</i>					
0.01	-35...п. с.*)	-6...-46	-2...-16	-1...-6	-0.4...-3
0.025	п. с.	-16...п. с.	-4...-46	-2...-16	-1...-7

Примечание. «п. с.» — прекращение существования ИСЗ (достижение высоты полета менее 120 км)

среднего радиуса околокруговых орбит при граничных значениях  $k_b$  и  $F_{10,7}$  для 3- и 5-летнего интервалов прогнозирования (см. таблицу). Как видно, для области  $h_0 = 500...600 \text{ км}$  уменьшение высоты орбиты за период функционирования КА значительное, вплоть до прекращения существования КА как ИСЗ. Очевидно, что для функционирования на таких орбитах КА должны быть снабжены двигательными установками для поддержания высоты, поэтому фактор влияния снижения высоты на нарушение солнечносинхронности для этих орбит исключается. Для  $h > 600 \text{ км}$  влияние атмосферы на изменение МСВ ВУ мало: уменьшению высоты соответствует увеличение МСВ ВУ на 3-летнем интервале не более чем на 6 мин, а на 5-летнем — на 15 мин.

Таким образом, в выводе соотношения для расчета поправки к базовому наклонению можем принять на всем диапазоне высот и баллистических коэффициентов средний радиус ССО постоянным. Вносимая при этом погрешность в определение эволюции МСВ ВУ составит не более 15 мин на 5-летнем интервале прогнозирования.

**Эволюция наклонения ССО.** Как известно, главными факторами, вызывающими вековое изменение наклонения орбит, являются гравитационные поля Луны и Солнца. Несмотря на то что возмущающее ускорение от гравитационного поля Луны в 2.2 больше, чем от Солнца, для ССО в силу постоянной ориентации ее плоскости относительно направления Земля — Солнце гравитационное поле Солнца является основным

возмущающим фактором. Причем, как показано в работе [6], для ССО это влияние как прямое, так и опосредованное — через возмущение гравитационного поля Земли.

Прямое влияние гравитационного поля Солнца возникает из-за разности ускорений, сообщаемых Земле ( $\mathbf{g}_E$ ) и космическому аппарату ( $\mathbf{g}_{SC}$ ), проходящему в разных точках своей орбиты на разных расстояниях от Солнца.

На рис. 3, а в проекции на плоскость земного экватора черными стрелками показано поле возмущающих ускорений  $\mathbf{g}_{SC}(u)$  для ССО при  $\chi \approx -45^\circ$  (т. е. при МСВ ВУ 9 ч). В этом случае

$$g_{SC}(0) > g_E > g_{SC}(\pi),$$

$$\Delta \mathbf{g}_{SC}(u) = \mathbf{g}_{SC}(u) - \mathbf{g}_E.$$

Видно, что возмущающее ускорение максимально по модулю и противоположно по направлению в окрестностях узлов ССО и близко к нулю в окрестностях максимально удаленных от узлов точек. При этом возмущающее ускорение имеет составляющую  $\Delta \mathbf{g}_{SC}^w(0)$ , перпендикулярную к плоскости орбиты. Таким образом, это один из случаев максимального влияния гравитационного поля Солнца на наклонение ССО (такое же изменение  $i$  будет при  $\chi \approx 45^\circ$ , а при  $\chi \approx \pm 135^\circ$  — равное по величине и противоположное по направлению).

На рис. 3, б показан случай  $\chi \approx 90^\circ$ , когда гравитационное поле Солнца почти не влияет на параметры орбиты, и ускорения, сообщаемые Земле и КА, во всех точках орбиты почти равны:

$$g_{SC}(0) \approx g_E \approx g_{SC}(\pi),$$

$$\Delta \mathbf{g}_{SC}(u) = \mathbf{g}_{SC}(u) - \mathbf{g}_E \approx 0.$$

На рис. 3, в показан случай  $\chi \approx 0^\circ$ , когда возмущение максимально, но оно реализовано в плоскости орбиты, а значит, не влечет ее (плоскости) разворот, т. е. не влияет на  $i$  и  $\Omega$ :

$$g_{SC}(0) > g_E > g_{SC}(\pi),$$

$$\Delta \mathbf{g}_{SC}(u) = \mathbf{g}_{SC}(u) - \mathbf{g}_E \neq 0,$$

$$\Delta \mathbf{g}_{SC}^w(0) = 0.$$

В предельных случаях, показанных на рис. 3, б, в, возмущений углового положения плоскости ССО нет. Однако на практике угол  $\chi_0$  ориента-

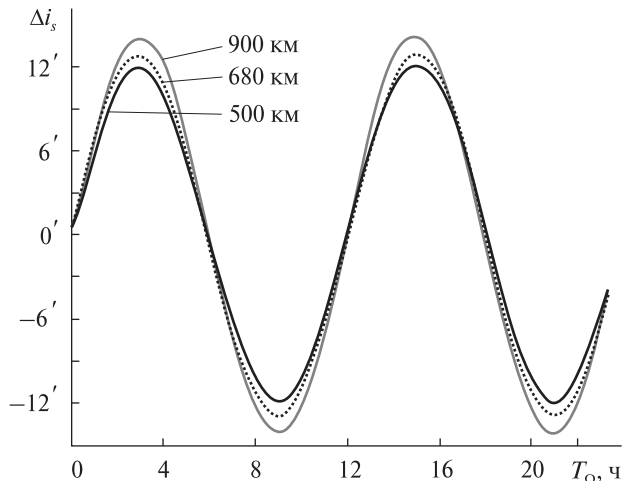


Рис. 4. Величина изменения наклона солнечносинхронных орбит за пять лет от гравитации Солнца в зависимости от номинального значения МСВ ВУ для орбит высотой 500, 680 (высота КА «Океан-О») и 900 км

ции плоскости орбиты КА относительно Солнца, как правило, отличен от 0 и  $90^\circ$ , т. е. имеет место возмущение наклона ССО.

В работе [3] приведены формулы для расчета величины  $\delta i$  для общего случая орбит, однако, учитывая особенности ССО, для анализа удобно соотношение для  $\delta i$  в зависимости от угла  $\chi$ . Такое соотношение получено нами в работе [6]:

$$\delta i_S = \frac{4\mu_S r^3 \sin 2\chi \sin i_0}{\mu \rho_0^3}, \quad (4)$$

где  $\mu_S, \mu$  — гравитационные постоянные Солнца и Земли,  $\rho_0$  — среднее расстояние Земля — Солнце.

Как следует из выражения (4), знак  $\delta i_S$  определяется знаком функции  $\sin 2\chi$ . На рис. 4 приведены изменения наклона  $\Delta i_S$  за пять лет в зависимости от номинального МСВ ВУ для разных высот.

Видно, что изменение наклона ССО под прямым влиянием гравитации Солнца:

- не имеет вековой составляющей, если МСВ ВУ равно 0, 6, 12 и 18 ч;

- достигает максимального изменения при МСВ ВУ, равном 3, 9, 15, 21 ч, и составляет на 5-летнем периоде 12—14' для диапазона высот 500—900 км;

- положительно (наклонение увеличивается) при МСВ ВУ 0...6 ч и 12...18 ч;
- отрицательно (наклонение уменьшается) при МСВ ВУ 6...12 ч и 18...24 ч;
- составляет  $-9'$  за пять лет для ССО типа орбиты КА «Океан-О» (МСВ ВУ: 22 ч 30 мин).

На основе выражения (1) получим соотношение для оценки влияния вариации  $\delta i_s$  на изменение МСВ ВУ, проанализировав вариацию скорости изменения восходящего узла на  $n$ -м витке:

$$\delta(\Delta\Omega)_n = 3\pi \left(\frac{r_e}{r_0}\right)^2 C_{20} [\cos(i_0 + \delta i_s \cdot n) - \cos i_0].$$

Для рассматриваемого класса орбит значение  $i_0$  лежит в диапазоне  $97...99^\circ$ , поэтому выражение  $\delta\Delta\Omega_n$  с приемлемой точностью можно линеаризовать:

$$\delta(\Delta\Omega)_n = -3\pi \left(\frac{r_e}{r_0}\right)^2 C_{20} (\Delta + \delta i_s \cdot n - \Delta),$$

где  $\Delta = i_0 - 90^\circ$ , в результате получаем

$$\delta(\Delta\Omega)_n = -3\pi \left(\frac{r_e}{r_0}\right)^2 C_{20} \delta i_s n.$$

Тогда изменение угла  $\chi$  за  $N$  витков, в предположении постоянного значения (малого изменения) радиуса орбиты равно

$$\Delta\chi(N) = \int_0^N \delta(\Delta\Omega)_n dn = -3\pi C_{20} \left(\frac{r_e}{r_0}\right)^2 \delta i_s \frac{N^2}{2}. \quad (5)$$

Так как  $C_{20} < 0$ , то из выражения (5) следует, что при  $\delta i_s < 0$  МСВ ВУ уменьшается, а при  $\delta i_s > 0$  — увеличивается.

В соответствии с формулой (5) максимальное угловое смещение плоскости ССО за счет возмущения наклонения гравитационным полем Солнца для орбит из рассматриваемого диапазона составит  $33^\circ$ , или 2 ч 10 мин по МСВ ВУ.

Рассчитав по формуле (5) значение  $\Delta\chi$  для орбиты КА «Океан-О», получим, что за пять лет угол  $\chi$  должен был уменьшиться под действием гравитации Солнца на  $16.7^\circ$ , а МСВ ВУ — на 1 ч 06 мин 43 с, а не на 1 ч 30 мин, как по результатам наблюдений. Следовательно, еще на 20 мин ( $\sim 30\%$  от прямого влияния гравитационного поля Солнца) МСВ ВУ изменилось за счет других факторов: опосредованного влияния

Солнца — через приливные явления на Земле и светового давления. Подробное исследование этих факторов и вывод соотношений для количественной оценки влияния является предметом отдельного исследования.

#### РАСЧЕТ ПОПРАВКИ К БАЗОВОМУ НАКЛОНЕНИЮ

Обозначим суммарную вековую составляющую возмущения наклонения за виток  $\delta i_s$ .

Характер кривой изменения МСВ ВУ близок к параболе и, как показано выше, определяется в основном суммарным возмущением наклонения ССО от гравитационного поля Солнца. Это позволяет сделать предположение, что введением поправки  $\Delta i_0$  к базовому наклонению (2) можно получить симметричное отклонение МСВ ВУ относительно номинального значения на интервале функционирования КА, минимизировав модуль этого отклонения. Рассмотрим два критерия минимизации:

А) равенство по модулю отклонений МСВ ВУ разных знаков,

В) равенство интегральных отклонений разных знаков (см. рис. 5).

При начальном наклонении, равном сумме базового значения и поправки:  $i_0 + \Delta i_0$ , отклонение скорости изменения  $\Omega$  от номинального значения на  $n$ -м витке движения КА принимает вид

$$\delta(\Delta\Omega)_n = 3\pi \left(\frac{r_e}{r_0}\right)^2 C_{20} [\cos(i_0 + \Delta i_0 + \delta i_s \cdot n) - \cos i_0].$$

Аналогично выражению (5) получим, что к  $n$ -му витку угол  $\chi$  отклонится от номинального значения на величину

$$\Delta\chi(n) = \int_0^n \delta(\Delta\Omega)_n dn = -3\pi C_{20} \left(\frac{r_e}{r_0}\right)^2 \left( \Delta i_0 \cdot n + \delta i_s \frac{n^2}{2} \right). \quad (6)$$

Тогда означенные критерии минимизации запишутся в виде

$$A) |\Delta\chi(n^*)| = |\Delta\chi(N)|,$$

где  $n^*$  — точка экстремума функции  $\Delta\chi(n)$ ,  $N$  — общее количество витков;

$$B) \int_0^N \Delta\chi(n) dn = 0.$$

По критерию А. Легко найти, что точка экстремума  $n^* = -\Delta i_0 / \delta i_\Sigma$ , а значение функции  $\Delta\chi$  в этой точке равно

$$\Delta\chi(n^*) = 3\pi C_{20} \left(\frac{r_e}{r_0}\right)^2 \frac{\Delta i_0^2}{2\delta i_\Sigma}$$

Найдя корень уравнения относительно  $\Delta i_0$ :

$$\frac{\Delta i_0^2}{2|\delta i_\Sigma|} = \left| \Delta i_0 \cdot N + \delta i_\Sigma \frac{N^2}{2} \right|,$$

получим конечные соотношение для расчета поправки к базовому значению наклоения для критерия А:

$$\Delta i_0 = (1 - \sqrt{2})\delta i_\Sigma N \approx -0.4142\delta i_\Sigma N. \quad (7)$$

По критерию В. Из уравнения

$$\int_0^N \Delta\chi(n) dn = -3\pi C_{20} \left(\frac{r_e}{r_0}\right)^2 \int_0^N \left( \Delta i_0 n + \delta i_\Sigma \frac{n^2}{2} \right) dn = 0$$

получим

$$\frac{\Delta i_0}{2} N^2 + \frac{\delta i_\Sigma}{6} N^3 = 0,$$

откуда соотношение для расчета поправки к базовому значению наклоения для критерия В запишется в виде

$$\Delta i_0 = -\frac{1}{3} \cdot \delta i_\Sigma N. \quad (8)$$

### ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ПОПРАВКИ К БАЗОВОМУ НАКЛОЕНИЮ

В соответствии с выражениями (7) и (8) для минимизации отклонений МСВ ВУ при запуске КА «Океан-О», для орбиты которого среднее суммарное изменение наклоения за виток составило  $-0.00045'$  ( $-12'$  за пять лет), необходимо было бы назначить поправку к базовому наклоению  $-5'$  или  $-4'$  согласно критериям А и В соответственно. Тогда МСВ ВУ (при нулевой ошибке выведения по наклоению) на 5-летнем интервале изменялось бы как показано на рис. 6, кривые 2 и 3 соответственно. Максимальное отклонение составило бы всего  $\pm 15$  мин при минимизации по критерию А или  $+10/-30$  мин при минимизации по критерию В вместо 1.5 ч при запуске КА с базовым наклоением  $i_0$  (кривая 1 на рис. 6).

Правильность и эффективность предложенной методики была подтверждена при запуске КА «Egypstsat-1» разработки ГП КБ «Южное», на

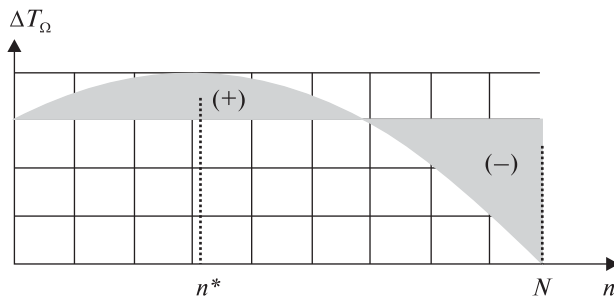


Рис. 5. Равенство среднеинтегральных отклонений МСВ ВУ разных знаков

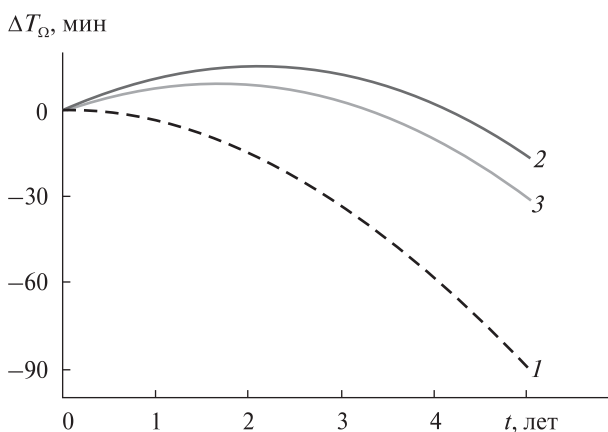


Рис. 6. Отклонение МСВ ВУ орбиты КА «Океан-О» при базовом наклоении  $i_0$  (кривая 1) и с поправками  $\Delta i_0 = -5'$  (кривая 2) и  $\Delta i_0 = -4'$  (кривая 3)

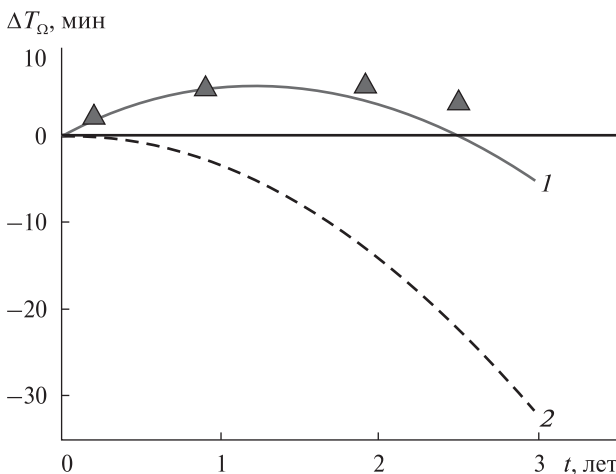


Рис. 7. Расчетное и фактическое отклонения МСВ ВУ КА «Egypstsat-1»



котором коррекции орбиты не предполагались. Значение начального наклонения ССО высотой 668 км было увеличено примерно на  $3'$ , исходя из критерия минимизации  $A$  и времени функционирования КА 3 года. При реализовавшейся малой погрешности выведения по наклонению наблюдаемые отклонения (треугольники на рис. 7) [http://celestrak.com/satcat/search.asp] оказались близкими к расчетным отклонениям МСВ ВУ (кривая 1). Как видно, максимальное отклонение МСВ ВУ на 3-летнем временном интервале составило 6 мин вместо 35 мин, если бы поправка не была введена (кривая 2 на рис. 6).

## ВЫВОДЫ

Анализ влияния снижения высоты орбиты за счет атмосферного торможения на нарушение солнечносинхронности для типовых высот ССО и типового диапазона баллистических коэффициентов КА показал, что для орбит с высотами  $h_0 > 600$  км величину возмущения МСВ ВУ можно принять как приемлемую и не учитывать при выводе соотношения для расчета поправки к базовому наклонению.

На основе анализа влияния на движение КА гравитационного поля Солнца показано, что это основной фактор, определяющий возмущение наклонения и МСВ ВУ ССО. Причем величина возмущения почти не зависит от высоты орбиты (из диапазона 500...900 км), но зависит от угла  $\chi$  ориентации плоскости ССО относительно Солнца. На основе выведенных соотношений получено, что при базовом наклонении (без поправки) максимальное возмущение МСВ ВУ будет наблюдаться при  $\chi = \pm 45^\circ, \pm 135^\circ$  и достигнет 2 ч к концу 5-летнего срока функционирования КА.

Получены поправки к базовому наклонению ССО (1), которые позволяют минимизировать отклонение МСВ ВУ на временном интервале функционирования КА по критерию равенства абсолютных (7) или интегральных (8) отклонений МСВ ВУ противоположных знаков.

Полученные аналитические соотношения апробированы при подготовке к запуску КА «Египт-1» и подтверждены результатами пуска.

Материалы настоящей статьи представляют собой развитие теории о возмущении функциональных характеристик солнечносинхронных орбит и могут быть использованы для целей баллистического проектирования КА.

Практическое применение предложенного решения позволит в большинстве случаев исключить на КА двигательную установку коррекции или минимизировать количество коррекций на орбите, что, в свою очередь, позволит упростить орбитальные операции и сократить количество топлива на КА. При этом будут обеспечены приемлемые условия выполнения задач дистанционного зондирования Земли на более длительном интервале функционирования КА.

Для полноты алгоритмического обеспечения анализа эволюции ССО в ходе дальнейших работ необходимо получить аналитические соотношения и численные характеристики влияния на нарушение солнечносинхронности светового давления и приливных явлений на Земле под действием гравитационного поля Солнца.

1. Бакулин П. И., Кононович Э. В., Мороз В. И. Курс общей астрономии. — М.: Наука, 1974. — 511 с.
2. Иванова В. И., Шептун А. Д. Минимизация ухода местного солнечного времени восходящего узла солнечносинхронной орбиты с учетом точности выведения // Авиационно-космическая техника и технология. — 2015. — № 2/119. — С. 52–56.
3. Мишин В. П. Механика космического полета. — М.: Машиностроение, 1989. — 407 с.
4. Чернов А. А., Чернявский Г. М. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. — М.: Радио и связь, 2004. — 200 с.
5. Чернявский Г. М., Бартнев В. А., Мальшев В. А. Управление орбитой стационарного спутника. — М.: Машиностроение, 1984. — 143 с.
6. Шептун А. Д., Иванова В. И., Маиштак И. В. Приложение теоремы об изменении кинетического момента к задаче о вековом движении плоскости солнечносинхронной орбиты // Космич. техника. Ракетное вооружение. — 2013. — № 1. — С. 29–36.
7. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета ИСЗ. — М.: Наука, 1965. — 540 с.
8. Vallado D. A. Fundamentals of Astrodynamics and Applications. — New York: McGraw-Hill, 2001. — Vol. 2.

Стаття надійшла до редакції 09.09.15

## REFERENCES

1. *Bakulin P. I., Kononovich Je. V., Moroz V. I.* Course of general astronomy. 511 p. (Nauka, Moscow, 1974) [in Russian].
2. *Ivanova V. I., Sheptun A. D.* Minimization of deviation from local sun time of sun synchronous orbit ascending node considering injection accuracy. Aerospace technic and technology, No. 2(119), 52–56 (2015) [in Russian].
3. *Mishin V. P.* Space Flight Mechanics, 407 p. (Mashinostroenie, Moscow, 1989) [in Russian].
4. *Chernov A. A., Chernjavskij G. M.* The orbits of the Earth remote sensing satellites, 200 p. (Radio i svjaz', Moscow, 2004) [in Russian].
5. *Chernjavskij G. M., Bartenev V. A., Malyshev V. A.* Control of stationary satellite's orbit, 143 p. (Mashinostroenie, Moscow, 1984) [in Russian].
6. *Sheptun A. D., Ivanova V. I., Mashtak I. V.* The application of the theorem of change of angular momentum to the problem of the secular movement of the plane of the orbit solar synchronous orbit Space technology. Missiles, No.1, 29–36 (2013) [in Russian].
7. *Elyasberg P. E.* Introduction to the theory of flight. 540 p. (Nauka, Moscow, 1965) [in Russian].
8. *Vallado D. A.* Fundamentals of Astrodynamics and Applications. Vol. 2 (McGraw-Hill, New York, 2001).

*V. I. Ivanova, A. D. Sheptun*

Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпропетровськ

### ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ МАКСИМАЛЬНОЇ СТАБІЛЬНОСТІ УМОВ ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ ЗЕМЛІ БЕЗ КОРИГУВАННЯ ОРБИТИ

Досліджено фактори, що впливають на відхилення від номінального значення місцевого сонячного часу висхід-

ного вузла сонячносинхронних орбіт. Виведено співвідношення для розрахунку поправки до базового нахилу, що забезпечує мінімізацію цього відхилення на інтервалі функціонування космічного апарата на орбіті. Введення поправки дозволить звести до мінімуму або виключити корекції орбіти. Отримані теоретичні результати підтверджуються результатами спостережень за реальними польотами КА «Океан-О» та «Египтсат-1» розробки ДП «КБ «Південне».

**Ключові слова:** сонячносинхронна орбіта, нахил ССО, умови дистанційного зондування Землі, місцевий сонячний час вузла орбіти, збурення руху КА, вплив гравітації Сонця.

*V. I. Ivanova, A. D. Sheptun*

Yangel Yuzhnoye State Design Office,  
Dnipropetrovsk

### ENSURING MAXIMUM STABILITY OF EARTH REMOTE SENSING CONDITIONS WITHOUT THE ORBIT CORRECTION

We investigated factors affecting the deviation of the local solar time of an ascending node of sun-synchronous orbits. We derived the relations for calculation of amendment to the basic inclination, which minimizes this deviation in the range of operation of the spacecraft in orbit. The use of the amendment will minimize or eliminate the orbit corrections. The theoretical results are confirmed by observations of the actual flights of the “Ocean-O” and “Egypstsat-1” spacecrafts developed by the Yangel Yuzhnoye State Design Bureau.

**Keywords:** sun-synchronous orbit, SSO inclination, conditions of remote sounding of the Earth, local solar time of a node of the orbit, a disturbance of motion of spacecraft, influence of Sun gravitation.