

Анализ взаимной эволюции параметров двух синхронно прецессирующих орбит

© С.Ю. Улыбышев

ФГУП ЦНИИХМ им. Д.И. Менделеева, Москва, 115487, Россия

Представлен анализ взаимной эволюции параметров двух номинально синхронно прецессирующих орбит с малой эллиптичностью. Выработаны рекомендации к параметрам формируемой орбиты с синхронной прецессией (ОСП) для минимизации затрат характеристической скорости на ее поддержание и возможный переход на рабочую орбиту. Сформулированы требования к точности знания параметров орбит для долгосрочного прогноза и планирования дат коррекции ОСП, а также определения необходимости их проведения.

Ключевые слова: синхронизация орбит, пространственный угол, плоскости орбит, орбита с синхронной прецессией, TLE.

Введение. В результате нецентральности гравитационного поля Земли и влияния других внешних факторов орбита космического аппарата (КА) испытывает возмущения и эволюцию параметров. Наиболее значимыми из них являются прецессия инерциальной долготы восходящего узла (ДВУ) и поворот линии апсид, характерный для эллиптических орбит. Ввиду существенных затрат характеристической скорости, необходимых для парирования ухода, и различий в скоростях прецессии и поворота линии апсид у орбит с отличиями в орбитальных элементах, многоспутниковые системы располагают в основном на круговых орбитах равного радиуса и наклона [1–3] или на эллиптических — с критическим наклоном [4, 5]. Это позволяет практически исключить уходы параметров внутри спутниковой системы (СС). Скорость прецессии орбиты, как и скорость поворота линии апсид, зависит от величины большой полуоси, наклона и эксцентриситета орбиты. Определенные сочетания данных параметров у различных орбит могут создать условия для синхронизации скорости прецессии и минимизировать изменение пространственного угла между орбитами. Свойства синхронной прецессии двух или более орбит с различными высотами и наклонами можно применять при создании многоярусных СС или использовать в качестве дежурной орбиты с синхронной прецессией (ОСП) для резервного КА в СС. Поскольку ОСП могут быть разными как по высоте, так и по наклону, резервный КА за счет регулярного изменения фазового угла способен оперативно заменить любой из этих аппаратов. Возникает необходи-

мость поддержать требуемый угол между орбитальными плоскостями и дождаться оптимального фазового положения для перехода с минимальными затратами характеристической скорости. Варианты решения подобной задачи подробно описаны в [6], где в качестве одной из наиболее интересных схем рассмотрено сочетание времени достижения минимального рассогласования по пространственному углу между орбитальными плоскостями и диапазона оптимальных фазовых углов. Еще одним вариантом использования ОСП может быть ее применение для вывода группировки КА и их самостоятельный перевод в требуемые точки на рабочей орбите. Это позволит сократить общее время развертывания группировки в орбитальной плоскости, разведение на требуемые фазовые углы, обеспечит одинаковые затраты топлива для каждого КА, сведет отличия в баллистических коэффициентах аппаратов и искажение их взаимной конфигурации из-за влияния внешних возмущающих факторов отдельно на каждый КА до минимума.

В данной работе представлен анализ взаимной эволюции двух номинально синхронно прецессирующих орбит с малой эллиптичностью ($e \sim 0,022$) при заданном рассогласовании по большой полуоси и наклонению в течение трех месяцев. Выработаны рекомендации к параметрам формируемой ОСП для уменьшения затрат характеристической скорости на ее поддержание и обеспечение возможного перехода на рабочую орбиту. Проведен анализ необходимых точностей знания параметров орбит для долгосрочного прогноза и планирования дат коррекций ОСП, а также необходимости их проведения. Полученные результаты позволят оценить целесообразность проектирования и развертывания спутниковых систем на ОСП, а также использование таких орбит в качестве дежурных для резервных КА в СС.

Учет скоростей прецессии орбиты и поворота линии апсид. Влияние нецентральности гравитационного поля Земли приводит к вековым возмущениям параметров орбиты, возникновению дрейфа инерциальной ДВУ и повороту линии апсид, ведущему к перемещению аргумента широты перигея у эллиптических орбит. В первом приближении, достаточном для инженерных расчетов, скорость прецессии зависит от второй зональной гармоники J_2 разложения потенциала Земли в ряд по сферическим функциям и может быть записана в виде

$$\omega_{\text{пр}} = -\frac{3}{2} \frac{J_2 R_z^2 \sqrt{\mu}}{(1-e^2)^2 a^{7/2}} \cos i, \quad (1)$$

где $J_2 = 1,08263 \cdot 10^{-3}$ — безразмерный коэффициент (вторая зональная гармоника), характеризующий форму Земли (полюсное сжатие);

$R_z = 6378,14$ км — экваториальный радиус Земли; $\mu = 398601$ км³/с² — гравитационный параметр Земли; a — большая полуось орбиты; i — наклонение орбиты; e — эксцентриситет орбиты.

Приближенно значение скорости прецессии можно записать в виде

$$\omega_{\text{пр}} \approx \frac{-20,6474 \cdot 10^{13}}{(1-e^2)^2 a^{7/2}} \cos i \text{ [град/сут]}. \quad (2)$$

Скорость поворота линии апсид можно записать так:

$$\dot{\omega} \approx -\frac{3}{2} \frac{J_2 R_z^2 \sqrt{\mu}}{(1-e^2)^2 a^{7/2}} \left(\frac{1}{2} - \frac{5}{2} \cos^2 i \right). \quad (3)$$

Учитывая преобразование констант и идентичность первых сомножителей с формулой для скорости прецессии, скорость поворота линии апсид будет иметь вид

$$\dot{\omega} \approx \omega_{\text{пр}} \frac{1 - 5 \cos^2 i}{2 \cos i}. \quad (4)$$

Таким образом можно определить наклонение орбит, при которых равенство скоростей прецессии и поворота линии апсид получают при решении следующего квадратного уравнения:

$$5 \cos^2 i + 2 \cos i - 1 = 0. \quad (5)$$

Корни уравнения:

$$\cos i = \frac{-1 \pm \sqrt{6}}{5}. \quad (6)$$

В результате имеем два наклонения: прямое ($i_1 = 73,148^\circ$) и обратное ($i_2 = 133,622^\circ$), при которых орбита будет синхронно поворачивать ДВУ и аргумент широты перигея. В общем случае можно подобрать сочетания эксцентриситета и большой полуоси таким образом, чтобы синхронизировать скорости прецессии и поворота линии апсид. В рамках данной работы рассмотрена синхронизация орбит только по скорости прецессии с тем, чтобы оценить, насколько существенно скажется различие в скоростях поворота линии апсид на взаимную конфигурацию двух орбит.

Формирование орбиты с синхронной прецессией. Допустим, что задана рабочая орбита с номинальными параметрами, указанными в табл. 1, по отношению к которой следует создать ОСП. Основная задача — сформировать требуемое рассогласование по пространственному углу между орбитальными плоскостями γ , номинально обеспечи-

вающему нулевую относительную скорость прецессии. Значение угла (рис. 1) между плоскостями орбит (ПО) вычисляют по формулам сферической тригонометрии:

$$\gamma = \arccos(\cos i_1 \cos i_2 + \sin i_1 \sin i_2 \cos \Delta N), \quad (7)$$

где ΔN — разность по долготе восходящего узла между орбитами; i_1 и i_2 — наклонение первой и второй орбит соответственно.

Параметры номинальной ОСП определяют следующим образом. Задают требуемое рассогласование по большой полуоси порядка 50,5 км. При этом отличия высот перигея и апогея составляют такую же величину.

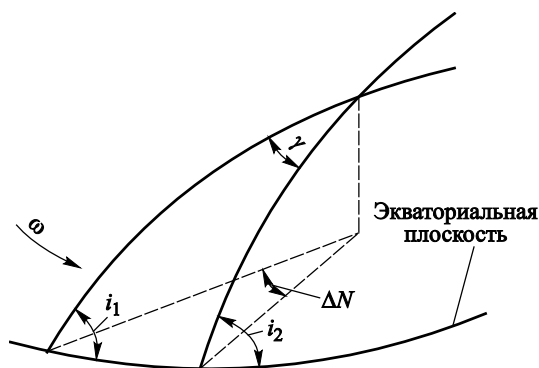


Рис. 1. Определение угла между орбитальными плоскостями

Наклонение орбиты дежурства (ОД) определяют из следующего соотношения, учитывая вид уравнения (2):

$$i_{\text{ОД}} = \arccos \left[\cos i_{\text{РО}} \left(\frac{(1 - e_{\text{ОД}}^2)^2 a_{\text{ОД}}}{(1 - e_{\text{РО}}^{\text{ОД}})^2 a_{\text{РО}}} \right)^{7/2} \right]. \quad (8)$$

При условии создания нулевого начального рассогласования по ДВУ угол между орбитальными плоскостями определяют разностью их наклонов. Зададим неточности формирования орбиты на уровне 6 %, имитируя тем самым ошибки выведения. В результате фактические параметры орбиты будут отличаться и создастся некоторая взаимная скорость прецессии двух орбит. Номинальные и фактические параметры орбит дежурства представлены в табл. 1.

С учетом заложенных неточностей выведения ошибка по величине большой полуоси составила почти 3 км, а по наклонению — порядка $0,014^\circ$. Создалась некоторая взаимная скорость прецессии инерциаль-

ной ДВУ. Рассогласование по периоду между фактической и рабочей орбитой составляет около 1,17 мин, что соответствует регулярности повторения фазового положения — 7,4 суток. Далее в течение трех месяцев оценивали изменение параметров обеих орбит и их взаимной конфигурации. Для корректности оценок была разработана специальная методика.

Таблица 1

Параметры орбит

| Параметр | | Рабочая орбита | Орбита дежурства | |
|---|----------------------|----------------|------------------|-------------|
| | | | номинальная | фактическая |
| Большая полуось, км | a | 7723,567 | 7673,062 | 7669,943 |
| Эксцентриситет | e | 0,022638 | 0,022593 | 0,022745 |
| Наклонение, град | i | 82,497426 | 82,668667 | 82,680629 |
| Долгота восходящего узла, град | Ω_{\uparrow} | 0,212258 | 0,212705 | 0,209245 |
| Аргумент широты перигея, град | ω_{π} | 51,996301 | 51,373673 | 51,273007 |
| Скорость прецессии орбиты, град/сут | $\omega_{\text{пр}}$ | -0,666470 | -0,666468 | -0,666343 |
| Скорость поворота линии апсид, град/сут | $d\omega_{\pi}$ | -2,334658 | -2,398867 | -2,403007 |

Параметры начальной взаимной конфигурации двух орбит представлены в табл. 2.

Таблица 2

Рассогласования по параметрам орбит

| Орбиты | Δa , км | Δi , град | $\Delta \Omega_{\uparrow}$, град | $\Delta \omega_{\pi}$, град | $\Delta \omega_{\text{пр}}$, град/сут | $\Delta d\omega_{\pi}$, град/сут | γ_p , град | ΔT_0 , с |
|---------------------------|-----------------|-------------------|-----------------------------------|------------------------------|--|-----------------------------------|-------------------|------------------|
| Рабочая и номинальная | -50,505 | 0,171241 | $4,47 \cdot 10^{-4}$ | -0,622628 | $2 \cdot 10^{-6}$ | -0,064210 | 0,171241 | 66,151 |
| Рабочая и фактическая | -53,541 | 0,185511 | $-3,01 \cdot 10^{-3}$ | -0,719383 | $3,55 \cdot 10^{-4}$ | -0,068399 | 0,185535 | 70,164 |
| Номинальная и фактическая | -3,036 | 0,01427 | $-3,46 \cdot 10^{-3}$ | -0,09676 | $3,53 \cdot 10^{-4}$ | -0,0042 | 0,014294 | 4,013 |

Методика оценки взаимной эволюции параметров двух синхронно прецессирующих орбит. После формирования ОСП была проведена оценка эволюции орбит и изменения их взаимной конфигурации. С учетом засечки параметров орбит на восходящих узлах (ВУ) в общем случае имело место завышенное рассогласование по ДВУ, учитывающее поворот плоскости за интервал разности времени прохождения ВУ двумя КА. Наиболее показательным стало контрольное сравнение при совпадении фазовых углов, когда разница по времени

прохождения ВУ была меньше разницы периодов (не более 1 мин). Такое положение можно наблюдать примерно каждые 96 витков (~7,4 сут). В результате, в течение 90 сут, во время которых проходил эксперимент, параметры взаимного положения орбитальных плоскостей определяли каждые 24 часа.

1. По TLE (двухстрочный формат данных, представляющий собой набор элементов орбиты для спутника Земли) двух аппаратов, сформированному на момент начала эксперимента, дают прогноз для двух орбит на указанный срок эксперимента и определяют те сутки, в которых происходит повторение фазового положения у аппаратов (разница по времени прохождения ВУ меньше 1 мин). (Далее такие ВУ будем называть опорными.) В результате в указанных сутках определяют время привязки начальных условий к соответствующим им опорным ВУ.

2. Принято, что параметры орбиты КА, находящегося на дежурной орбите, известны с достаточной точностью (данные АСН). В этом случае формируют вектор состояния (ВС), привязанный (для определенности) к 6:00:00 (UTC) первых суток, в которых находится опорный ВУ. Кроме того, по найденным ВС уточняют время прохождения остальных опорных ВУ.

3. На основании полученного вектора делают прогноз на 90 сут и определяют время ВУ, попадающих в интервал от 6:00:00 до 8:00:00 (UTC), и соответствующие опорные ВУ.

4. Как правило, рабочую орбиту КА определить сложно, так как данные TLE из NORAD (USSTRATCOM) показывают только максимально близкое время привязки к каждому из указанных опорных ВУ. В этом случае прогноз дают на трое суток вперед и назад относительно момента, в котором находится опорный ВУ. Кроме того, по TLE уточняют время прохождения данного опорного ВУ.

5. Для сверки выбирают ВУ, максимально близкие к полученным для КА, находящегося на дежурной орбите в соответствующих сутках и попадающие в интервал от 6:00:00 до 8:00:00 (UTC).

В результате определяют параметры взаимного положения орбит. При этом наиболее показательны сравнения, проводимые в опорных ВУ, когда разница по времени прохождения ВУ у двух орбит не превышает 1 мин. Схематично указанная методика показана на рис. 2.

Сравнивают результаты трех прогнозов: по двум начальным TLE, начальному TLE аппарата на рабочей орбите и ВС аппарата на дежурной орбите и актуальному (полученному максимально близко к опорному ВУ) TLE аппарата на рабочей орбите и ВС аппарата на дежурной орбите.

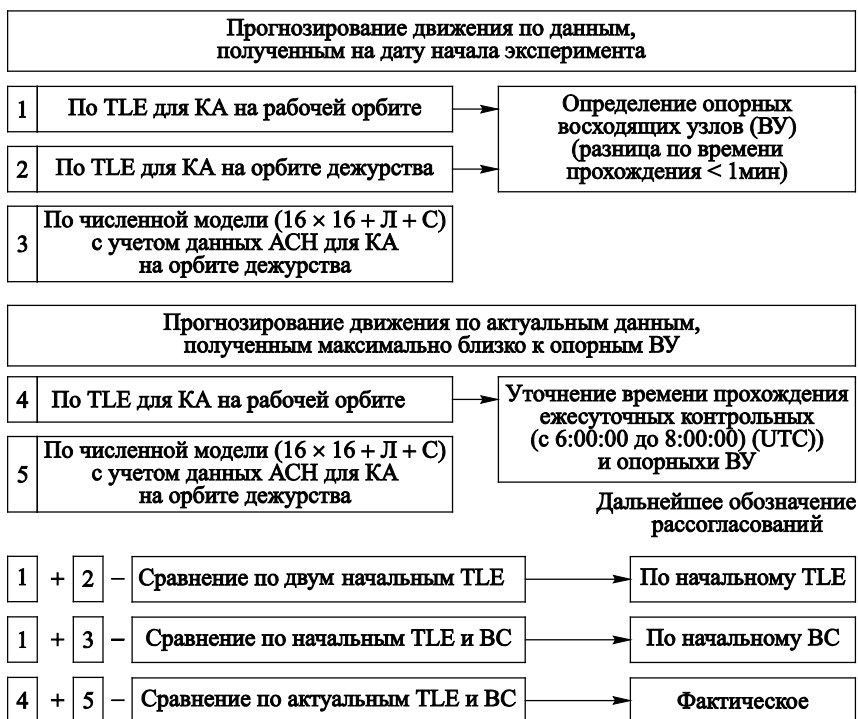


Рис. 2. Методика оценки взаимной эволюции параметров орбит

Результаты анализа. Получение характеристик изменения параметров взаимной конфигурации двух орбит — основной результат анализа. Характер изменения рассогласования по ДВУ приведен на рис. 3.

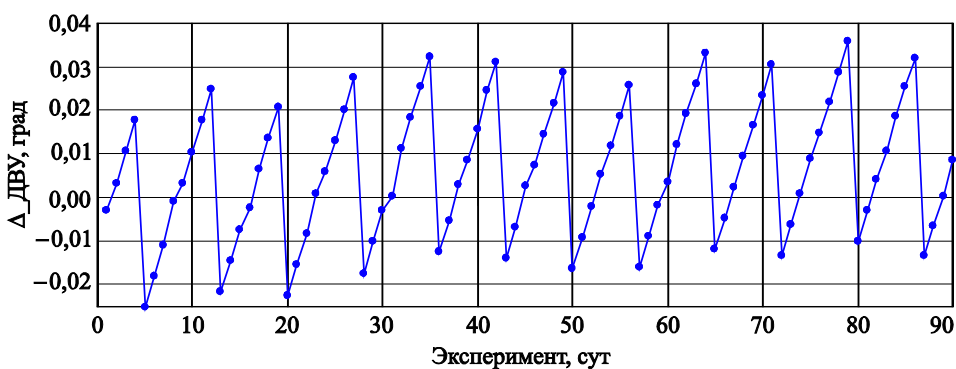


Рис. 3. Рассогласование по ДВУ

Пилообразный вид изменений обусловлен изложенной выше методикой оценки, когда сравнивают наиболее близкие по времени ВУ. Из-за разницы периодов часть параметров сопоставляют в тот момент, когда время прохождения соответствующего ВУ у КА на рабочей

орбите наступает раньше, чем у КА на дежурной, и наоборот, когда КА на дежурной орбите первым проходит восходящий узел (отсюда — резкие переходы сверху вниз). По этой же причине рассогласование по ДВУ имеет амплитуду колебаний относительно некоторого среднего значения.

Изменение пространственного угла между орбитальными плоскостями γ и рассогласования по наклонению показано на рис. 4.

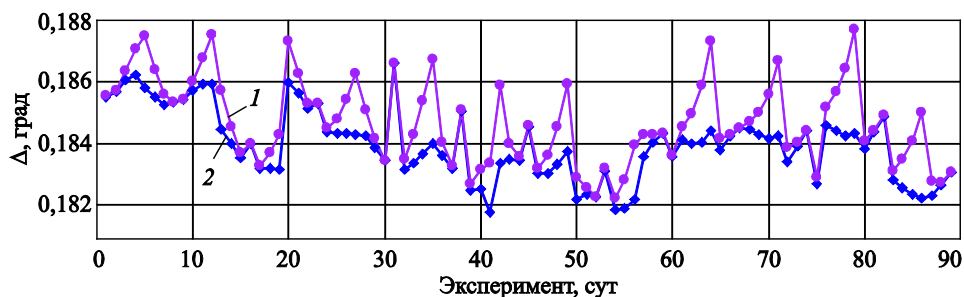


Рис. 4. Рассогласование по углам:

1 — рассогласование по пространственному углу; 2 — рассогласование по наклонению

Отход рассогласования по углу от изменения наклонения обусловлен колебательным изменением ДВУ, описанным предыдущим графиком. Их максимальное совпадение достижимо в окрестности опорных ВУ.

Характер изменения рассогласований по высотам апогея и перигея, а также по большой полуоси показан на рис. 5.

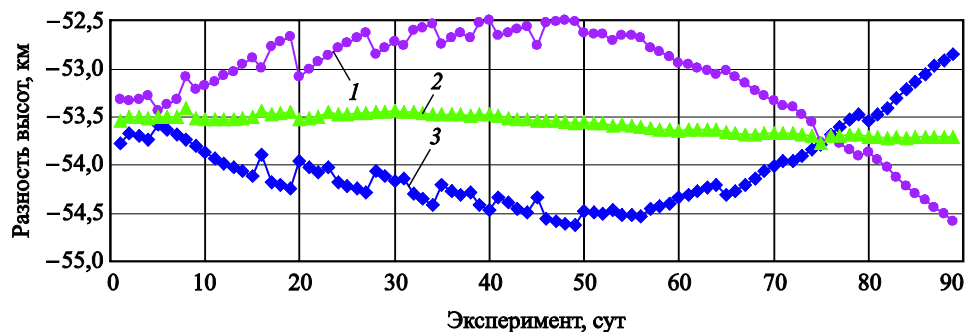


Рис. 5. Рассогласование по высоте:

1 — высота перигея; 2 — большая полуось; 3 — высота апогея

Изменение рассогласования по аргументу широты перигея двух орбит при прогнозе по начальным TLE и по начальному ВС и актуальным TLE (далее называем их фактическими) представлено на рис. 6. Можно заметить, что точность прогноза по TLE весьма близка к фактическим результатам.

Таким образом, для достоверного прогнозирования рассогласования по аргументу широты перигея достаточно знать орбиты на уровне осреднений по начальным TLE. При прогнозе на длительный срок остальных параметров необходимо использовать более точные данные и проводить сравнение в опорных ВУ.

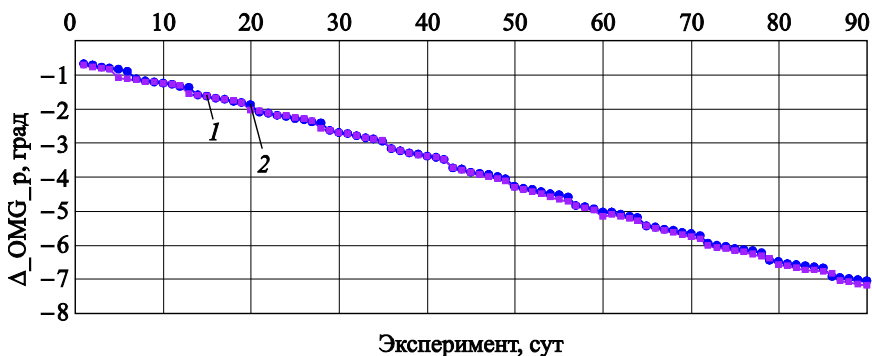


Рис. 6. Рассогласование по аргументу широты перигея:
1 — по начальному TLE; 2 — фактическое

Сравнение параметров в опорных ВУ. При сравнении параметров в опорных ВУ рассмотрим три варианта прогнозов. Под фактическими данными будем понимать полученные прогнозы КА по ВС на орбите дежурства и актуальным TLE КА, находящимся на рабочей орбите. Во втором варианте прогноз обоих КА даем по начальным TLE. В третьем варианте используем прогноз по ВС для КА на орбите дежурства и начальное TLE для КА, находящегося на рабочей орбите. Рассогласования по ДВУ показаны на рис. 7; по относительной скорости прецессии орбит — на рис. 8; по скорости поворота линии апсид — на рис. 9; по пространственному углу между орбитальными плоскостями — на рис. 10; по наклонению в опорных ВУ — на рис. 11.

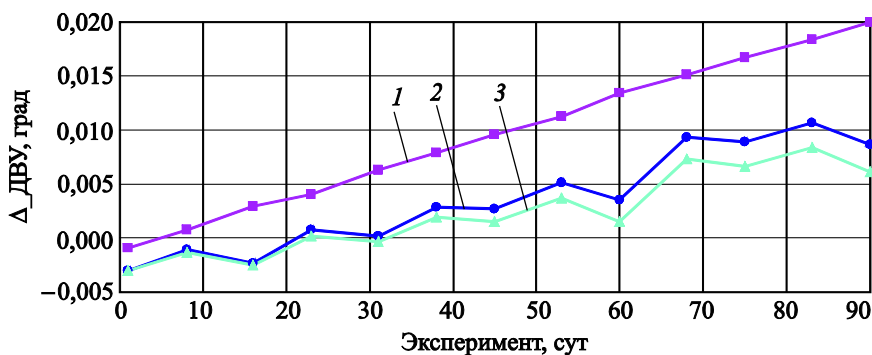


Рис. 7. Рассогласование по ДВУ:
1 — по начальному TLE; 2 — фактическое; 3 — по начальному ВС

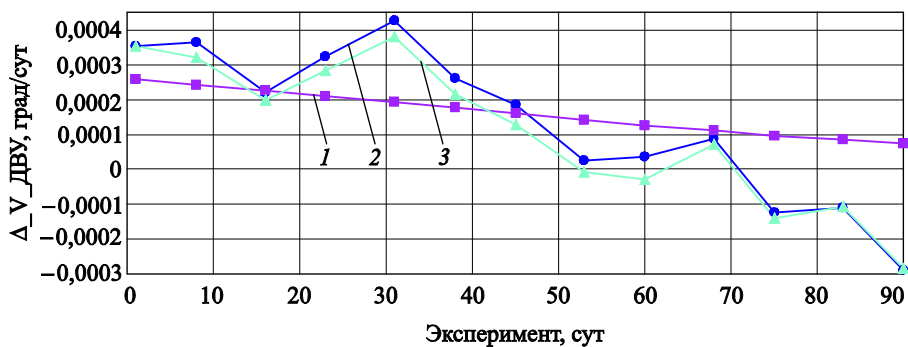


Рис. 8. Рассогласование по относительной скорости прецессии орбит:
1 — по начальному TLE; 2 — фактическое; 3 — по начальному BC

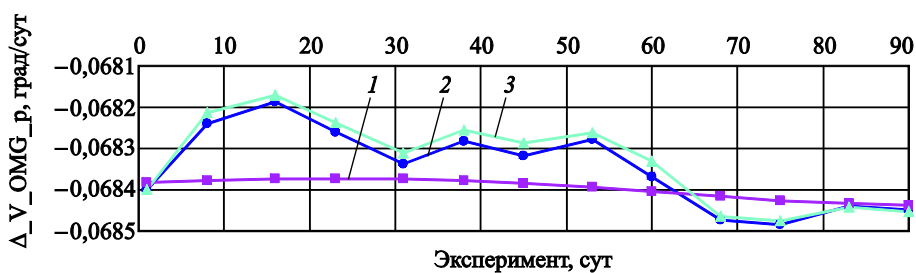


Рис. 9. Рассогласование по скорости поворота линии апсид:
1 — по начальному TLE; 2 — фактическое; 3 — по начальному BC

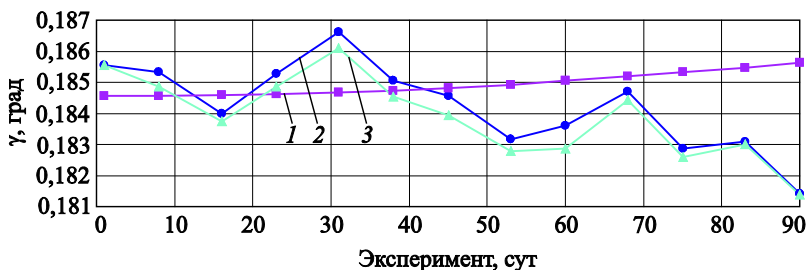


Рис. 10. Рассогласование по пространственному углу между орбитами:
1 — по начальному TLE; 2 — фактическое; 3 — по начальному BC

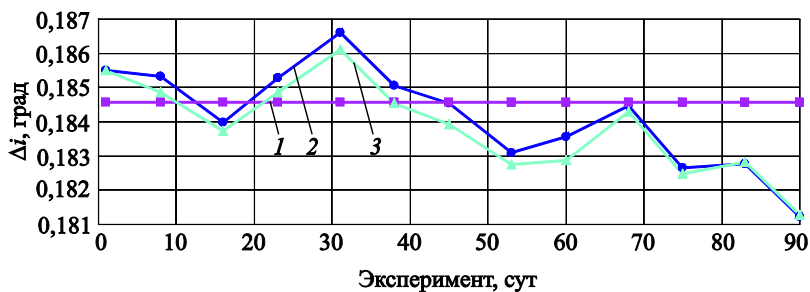


Рис. 11. Рассогласование наклонению орбит:
1 — по начальному TLE; 2 — фактическое; 3 — по начальному BC

Как видно из графиков, изменение ДВУ носит линейный характер, при этом попытка оценить величину конечного рассогласования с помощью прогноза параметров орбит по начальным TLE приводит к почти вдвое завышенному значению. Использование ВС КА на орбите дежурства и TLE КА на рабочей орбите достаточно точно отражает характер изменения фактических параметров и позволяет получить достоверное значение рассогласования по пространственному углу между орбитальными плоскостями при малых изменениях различиях по ДВУ. Кроме того, из-за естественной эволюции наклона двух орбит пространственный угол между орбитальными плоскостями уменьшился. В результате чего заключаем, что допустимый коридор по рассогласованию ДВУ может быть достаточно широк (до нескольких десятых долей градуса), а определяющим параметром является именно пространственный угол между орбитальными плоскостями учитывающий еще и эволюцию наклонов обеих орбит.

Использование ОСП для развертывания СС. В качестве практического примера использования ОСП рассмотрим задачу развертывания сегмента СС при групповом выведении КА в одну рабочую плоскость. В данном случае ОСП будет выступать в роли орбиты дежурства, с которой осуществляется самостоятельный перевод на рабочую орбиту трех КА и нахождение резервного аппарата. Схема выведения, представленная на рис. 12, состоит из следующих основных этапов:

- 1) выведение разгонного блока (РБ) вместе с КА (№ 1–4) на дежурную ОСП;
- 2) отделение КА (№ 1–4) от РБ на дежурной ОСП;
- 3) перевод РБ на орбиту захоронения;
- 4) перевод КА (№ 1–3) на целевую орбиту с установкой в рабочие фазовые положения;
- 5) полет резервного КА № 4 на дежурной ОСП и готовность оперативно заместить любой вышедший из строя аппарат на целевой орбите.

Рабочие фазовые положения отстоят друг от друга на 120° и находятся на номинально круговой орбите. Данная конфигурация характерна для системы связи «Гонец». Дежурная ОСП является также круговой и имеет рассогласование по высоте Δh и по наклону Δi при совпадении долгот восходящих узлов.

В такой схеме КА, находящийся на дежурной ОСП, с регулярностью не хуже времени повторения фазового положения $T_{\text{ПФП}}$ (интервал времени между двумя последовательными наступлениями момента равенства относительного фазового угла) может быть переведен в соответствующую позицию на рабочей орбите и заменить вышедший из строя КА. В табл. 3 представлены численные данные по рассогласованию параметров рабочей и дежурной ОСП, а также затраты

характеристической скорости и времени для осуществления перевода резервного КА на рабочую орбиту с высотой $h_{PO} = 1500$ км и наклоном $i_{PO} = 82,5^\circ$. Знак минус означает, что высота ОСП меньше рабочей орбиты, а знак плюс, — что наклонение больше, чем у рабочей орбиты, на соответствующую величину.

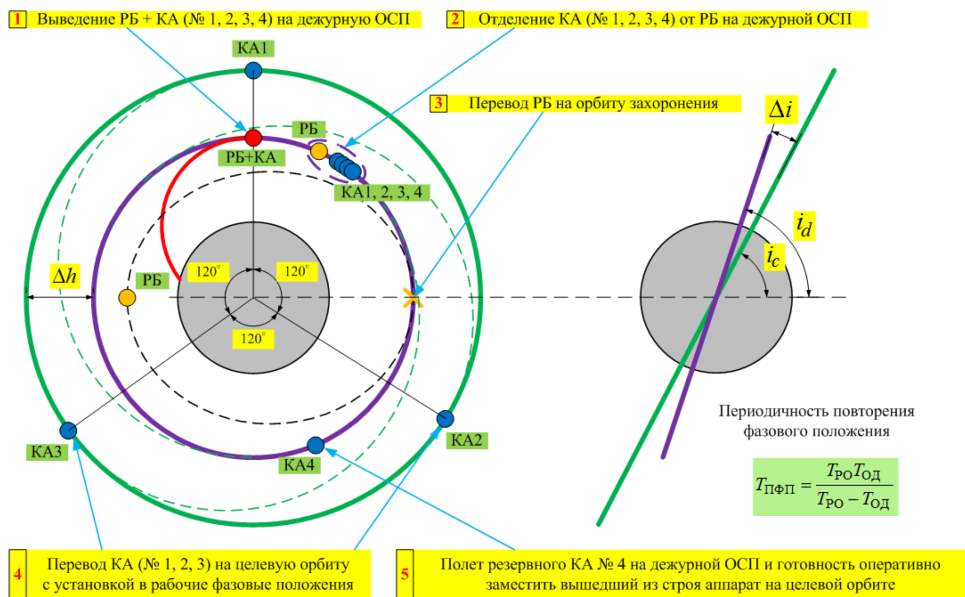


Рис. 12. Схема развертывания сегмента СС

Таблица 3

Рассогласования по параметрам орбит

| Δh , км | Δi , км | ΔV_h , м/с | ΔV_i , м/с | ΔV_Σ , м/с | $T_{ПФП}$, сут |
|-----------------|-----------------|--------------------|--------------------|-------------------------|-----------------|
| -50 | +0,163 | 23,41 | 20,54 | 31,14 | 7,96 |
| -100 | +0,330 | 47,06 | 41,60 | 62,81 | 3,95 |
| -150 | +0,495 | 70,93 | 62,38 | 94,46 | 2,61 |
| -200 | +0,656 | 95,04 | 82,88 | 126,11 | 1,94 |
| -250 | +0,815 | 119,39 | 103,11 | 157,76 | 1,54 |
| -300 | +0,971 | 143,98 | 123,06 | 189,41 | 1,27 |

Суммарные затраты характеристической скорости, указанные в пятой колонке табл. 3, приведены для варианта связанной коррекции орбиты, когда осуществляется одновременное изменение высоты и наклона. Например, для выделенного серым цветом варианта рассогласование по высоте орбит составляет 100 км, а соответствующее ему отличие в наклонении — примерно $0,33^\circ$; затраты характеристической скорости — около 63 м/с, а регулярность повторения фазо-

вого положения — не более 4 суток. Таким образом, с момента отделения КА от РБ в течение 1–2 витков последний переводится на свою орбиту захоронения. В течение 4 суток КА № 1–3 могут быть переведены на целевую орбиту и установлены в рабочие фазовые положения. Время восстановления работоспособности сегмента СС (путем замещения резервным КА любого вышедшего из строя) составляет не более 4 суток. Для существующего варианта введения аппаратов системы «Гонец» отделение КА от РБ осуществляется непосредственно на рабочей орбите, а затем в течение 2–3 месяцев аппараты путем малых коррекций орбиты переводятся в рабочие фазовые положения. На первый взгляд, предлагаемая схема развертывания сегмента СС сопряжена с дополнительными затратами топлива. Однако при более детальной проработке следует учесть, что для доставки аппаратов по средствам РБ на более низкую дежурную ОСП затраты топлива меньше и увод РБ на орбиту захоронения обойдется дешевле. В результате высвободившийся запас топлива может быть использован именно на решение задачи самостоятельного перевода КА на рабочую орбиту. В такой схеме выведения следует уделить внимание изучению возможности длительного нахождения на ОСП резервного КА и оперативности замещения любого вышедшего из строя аппарата на рабочей орбите.

Заключение. По результатам представленного анализа можно сделать вывод о возможности формирования и поддержания ОСП по отношению к требуемой рабочей орбите. Взаимная эволюция двух орбит может быть смоделирована достаточно точно, а ключевым параметром в схеме поддержания параметров ОСП является пространственный угол между орбитальными плоскостями. Прогноз рассогласования по аргументу широты перигея может быть получен уже при прогнозе двух начальных TLE. Для достоверного определения дат коррекции ОСП необходимо знать орбиту, по крайней мере, одного КА с точностью на уровне данных АСН. Ошибки в точности формирования параметров ОСП при выведении КА на орбиту, могут не требовать ее коррекцию, если сохранено соотношение между наклоном и большой полуосью орбиты. Кроме того, рекомендуется произвести некоторые действия. При длительном сроке нахождения КА на орбите дежурства следует формировать ее максимально близкой к круговой, особенно если рабочая орбита является эллиптической. Это не приведет к дополнительным затратам характеристической скорости на парирование рассогласований по аргументу широты перигея при орбитальном переходе. При точном знании баллистических коэффициентов КА на рабочей и дежурной орбите, рассогласование по большой полуоси следует выбирать с учетом максимальной близости характеристик атмосферного торможения, когда аппараты находятся на

низких орбитах. Формирование СС на ОСП целесообразно строить на орбитах выше 1000 км, где атмосфера не оказывает практически никакого влияния. В этом случае рассогласование по большой полуоси, для КА с различными баллистическими коэффициентами, может выбираться с учетом уровня воздействия давления солнечного света на каждый КА.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Баринов К.Н., Бурдаев М.Н., Мамон П.А. *Динамика и принципы построения орбитальных систем космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1975.
- [2] Можаяев Г.В. Задача о непрерывном обзоре Земли и кинематически правильные спутниковые системы I, II. *Космические исследования*, 1972, т. 10, № 6, с. 833–843; 1973, т. 11, № 1, с. 59–68.
- [3] Дудников В.Н. *Исследование некоторых вопросов построения систем круглосуточной радиосвязи с использованием искусственных спутников Земли «Молния-1»: автореферат дисс. ... канд. техн. наук*. Москва, 1968.
- [4] Lang T.J. and Adams W.S. *A Comparison of Satellite Constellations for Continuous Global Coverage. IAF Workshop on Mission Design and Implementation of Satellite Constellations*. Toulouse (France), 1997, p. 97–D4. URL: <http://www.springer.com/us/book/9780792352105>
- [5] Улыбышев Ю.П., Донианц В.Н. и др. *Спутниковая система региональной связи с использованием эллиптических орбит*. Пат. 2149507 РФ. МПК H04B7/185. 99113188/09. Заявлено 29.01.99, опублик. 20.05.2000. URL: <http://www.fips.ru>.
- [6] Баранов А.А., Будянский А.А., Чернов Н.В. Поддержание угла между плоскостями орбит разноуровневых спутниковых систем. *Космические исследования*, 2015, т. 53, с. 409–413.

Статья поступила в редакцию 27.01.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Улыбышев С.Ю. Анализ взаимной эволюции параметров двух синхронно прецессирующих орбит. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 3. URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1471.html> DOI 10.18698/2308-6033-2016-03-1471

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XL Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 26–29 января 2016 г.

Улыбышев Сергей Юрьевич родился в 1986 г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2009 г. Канд. техн. наук, ведущий инженер ФГУП ЦНИИХМ. Автор более 10 научных работ в области расчета траекторий выведения космических аппаратов, динамики движения пилотируемых возвращаемых аппаратов при возникновении аварийных ситуаций и проектирования спутниковых систем.

e-mail: wardoc5@rambler.ru

Analysis of the mutual evolution of the parameters of two synchronous precessing orbits

© S.Yu. Ulybyshev

FSUE Central Research and Development Institute of Chemistry and Mechanics
named after D.I. Mendeleev, Moscow, 115487, Russia

The article considers the analysis of the mutual evolution of the two nominally synchronous precessing low-ellipticity orbits. The recommendations about the parameters of the being formed synchronous precessing orbit (SPO) in order to minimize the characteristic speed loss for its maintenance and ensuring the eventual transition into a working orbit are developed. The analysis of the necessary precision of knowledge of the orbit parameters for long-term forecasting and planning SPO correction dates as well as the need for their implementation was performed.

Keywords: orbits synchronization, spatial angle, planes of the orbits, orbit with synchronous recession, TLE.

REFERENCES

- [1] Barinov K.N., Burdaev M.N., Mamon P.A. *Dinamika i printsipy postroeniya orbitalnykh system kosmicheskikh apparatov* [Dynamics and the Principles of Orbital Spacecraft System Constructing]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975.
- [2] Mozhaev G.V. *Kosmicheskie issledovaniya — Cosmic Research*, 1972, vol. 10, no. 6, pp. 833–843; 1973, vol. 11, no. 1, pp. 59–68.
- [3] Dudnikov V.N. *Issledovanie nekotorykh voprosov postroeniya system kruglosutochnoy radiosvyazi s ispolzovaniem iskusstvennykh sputnikov Zemli Molniya I. Avtoreferat Diss. cand. tekhn. nauk* [Investigation of Some Questions of Developing Round-the-Clock Radio Communication Systems Using Earth Artificial Satellites Molniya-I. Abstract Cand. Eng. Sci. Diss.]. Moscow, 1968.
- [4] Lang T.J., Adams W.S. A Comparison of Satellite Constellations for Continuous Global Coverage. *IAF Workshop on Mission Design and Implementation of Satellite Constellations. Toulouse (France), 1997*, p. 97–D4. Available at: <http://www.springer.com/us/book/9780792352105>
- [5] Ulybyshev S.Yu., Doniants V.N., et al. *Sputnikovaya cictema regionalnoy svyazi s ispolzovaniem ellipticheskikh orbit* [Regional satellite communication system using elliptical orbits]. Patent RF, no. 2149507, IPC H04B7/185. Available at: <http://www.fips.ru>
- [6] Baranov A.A., Burdyanskiy A.A., Chernov N.V. *Kosmicheskie issledovaniya — Cosmic Research*, 2015, vol. 53, pp. 409–413.

Ulybyshev S.Yu. (b. 1986) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2009. Cand. Sci. (Eng.), lead engineer at FSUE Central Research and Development Institute of Chemistry and Mechanics named after D.I. Mendeleev. Author of more than 10 papers on calculation of the trajectories of spacecraft launch, driving dynamics of manned reentry vehicles in case of emergencies and on designing satellite systems.
e-mail: wardoc5@rambler.ru