

Солнечно-синхронные орбиты – основные возможности и перспективы



Александр Анатольевич
Акимов,
Независимый эксперт



Андрей Аркадьевич
Гриценко,
Генеральный директор,
АО "Информационный
Космический Центр
"Северная Корона",
к.т.н.



Роман Николаевич
Юрьев,
Заместитель
генерального директора,
АО "Информационный
Космический Центр
"Северная Корона"

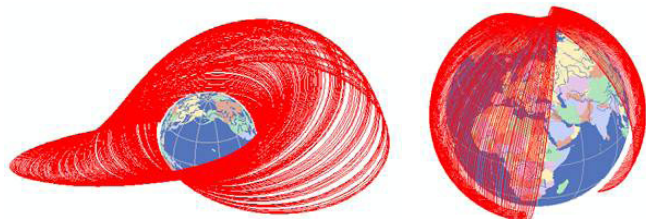
Аннотация

Среди многообразия различных типов орбит выделяется класс солнечно-синхронных (ССО). Традиционно они используются космическими аппаратами дистанционного зондирования земли. Трендом последних нескольких лет стала идея использования ССО для создания низкоорбитальных систем связи. В статье рассматриваются основные свойства такой орбиты и причины возросшего интереса к ней.

Введение

Анализ движения искусственного спутника Земли (ИСЗ) обычно рассматривается как движение под действием центрального гравитационного поля Земли при возмущениях, обусловленных всеми другими внешними силами. Если исключить влияние возмущений, то в абсолютной геоцентрической системе координат (АГСК) все параметры орбиты будут оставаться неизменными во времени.

Влияние внешних (возмущающих) сил приводит к тому, что все параметры орбиты начинают «плыть». В качестве примера, на рис 1 графически представлены изображения наложенных друг на друга орбит для двух ИСЗ (PSLV R/B NORAD 40548 запуск 28.03.2015 и DEORBITSAIL NORAD 40719 запуск 10.07.2015) в различные моменты времени за весь период их эксплуатации. Видно, что для круговой орбиты возмущения приводят к дрейфу долготы восходящего узла. У эллиптической орбиты дополнительно «плывут» наклонение, аргумент перигея, эксцентриситет. Обычно на этапе системно-технического проектирования новой спутниковой системы разработчики стараются перевести эти возмущающие силы в разряд полезных факторов.



Объект PSLV R/B

Объект DEORBITSAIL

Рис.1 Изменение параметров орбит во времени

Так, дрейф долготы восходящего узла приводит к развороту плоскости орбиты вокруг оси вращения Земли. Существует две идеи использования этого явления. Одна состоит в том, чтобы использовать его для перевода космических аппаратов из одной орбитальной плоскости в другую. Вторая основывается на том, что если скорость такого разворота совпадет с угловой скоростью движения Земли вокруг Солнца, то положение плоскости орбиты относительно Солнца будет практически неизменным.

Такую орбиту и классифицируют как солнечно-синхронную (ССО). Учитывая, что один оборот Земли вокруг Солнца занимает 365,2425 суток, угловая скорость дрейфа ДВУ должна быть равна примерно $360/365,2425=0,9856465$ град/сутки.

Параметры ССО

Определим параметры орбиты, при которых обеспечивается дрейф плоскости с необходимой скоростью. Основным возмущающим фактором, определяющим прецессию линии узлов, является аномальное ГПЗ. Оценку углового смещения Ω_1 за один виток для упрощения выполним с учетом только векового возмущения первого порядка [1]. Тогда:

$$\Omega_1 = -3\pi I_2 \left(\frac{R_e}{a} \right)^2 (1-e^2)^{-2} \cos(i) \quad (1)$$

где

$I_2 = 0.00108228$ – коэффициент потенциала ГПЗ

$R_e = 6371$ радиус Земли, км;

a – большая полуось орбиты, км;

e – эксцентриситет орбиты;

i – наклонение орбиты, град.

Учитывая, что период обращения спутника равен [1]

$$T_{sa} = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (2)$$

где $\mu = 398600.8$ – гравитационная постоянная км³/с²;
можно найти угловую скорость прецессии линии узлов:

$$\omega = -\frac{3}{2} I_2 R_e^2 \sqrt{\frac{\mu}{a^7}} (1-e^2)^{-2} \cos(i) \quad (3)$$

Учитывая, что в выражении (3) большая часть параметров является константами, его можно упростить и записать в следующем удобном для практического использования виде:

$$\cos(i) = -\left(\frac{a}{12343,47} \right)^{3,5} (1-e^2)^2 \quad (4)$$

Таблица 1

№	ИСЗ	NORAD	Дата запуска	A, км	i, град	e	Скорость дрейфа, град/год		
							Расчет	Измерен	Погр.
1	DMC 3-FM1	40715	10.07.2015	7027,338	98,0348	0,001637	359,0297	361,955	2,965
2	DMC 3-FM2	40716	10.07.2015	7027,335	98,0343	0,001403	359,0075	361,955	2,987
3	CARBONITE1	40718	10.07.2015	7025,485	98,0307	0,001695	359,1779	362,320	3,142
4	DEORBITSAIL	40719	10.07.2015	7023,393	98,0374	0,001657	359,8492	362,576	2,727
5	YAOGAN 27	40878	27.08.2015	7578,391	100,4815	0,000894	359,1584	361,773	2,615
6	GAOFEN 9	40894	14.09.2015	7019,641	98,0053	0,003449	359,0956	362,320	3,224

Оценка методической ошибки

Проведем верификацию предложенной модели. Будем использовать для этого данные каталога NORAD. Выберем из всех ИСЗ только космические аппараты (КА), у которых ошибка в угловой скорости разворота линии узлов (относительно расчетного значения) не превысит за год 1 град. Ограничим выборку только КА, выведенными на ССО в 2015 г. В результате получим 6 спутников, основная информация и параметры орбиты которых сведены в таблицу 1. На рис. 2 представлены графики изменения долготы восходящего узла (ДВУ), полученные на основании данных об истории изменения параметров орбит

В Таблице 1 в разделе «Скорость дрейфа, град/год» в колонке «Расчет» указано расчетное значение скорости дрейфа по текущим параметрам орбиты в соответствии с (4). В колонке «Измерен.» - оценка значения по результатам обработки данных об истории изменения ДВУ. В колонке «Погр.» - разница между результатами измерений и расчета. Из таблицы видно, что при расчете параметров ССО в соответствии с (4) необходимо учитывать систематическую ошибку, равную примерно 3 град/год.

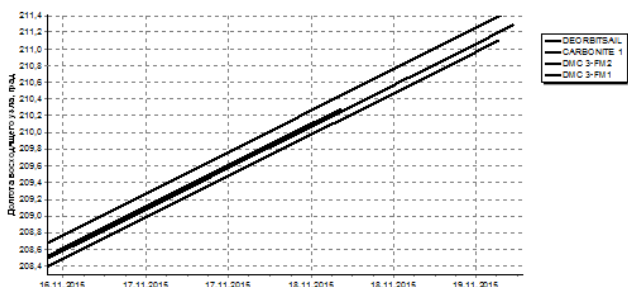


Рис.2 Графики изменения ДВУ для КА на ССО

Семейство солнечно-синхронных орбит

Выражение (4) показывает, что в отличие от геостационарной орбиты, в классе солнечно-синхронных существует целое семейство орбит - от круговых до эллиптических.

Попробуем оценить возможные диапазоны изменения значений большой полуоси, наклонения и эксцентриситета ССО. Будем учитывать, что для снижения влияния атмосферы высота перигея орбиты не должна быть менее 300 км.

На рис. 3 представлены графики зависимости наклонения ССО от большой полуоси для набора табулированных значений эксцентриситета. Для большей наглядности, на рис.4 представлен соответствующий набор круговых и эллиптических (для $e=0.5$) ССО.

На основе полученных результатов можно сделать некоторые выводы.

1. Круговые ССО существуют до высот порядка 12350 км, однако на предельной высоте орбита становится почти экваториальной.

2. В классе эллиптических ССО максимальное значение эксцентриситета может достигать 0.55. Типовые значения высоты перигея держатся в диапазоне 400..600 км, апогея – в диапазоне 12 тыс. ...14 тыс.

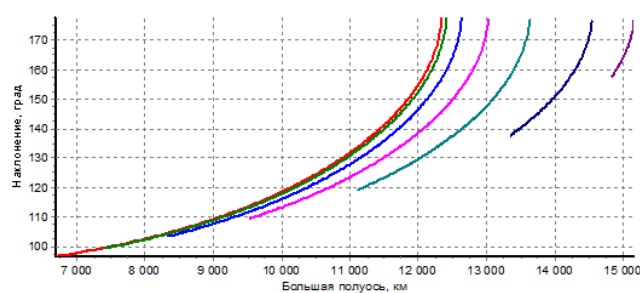
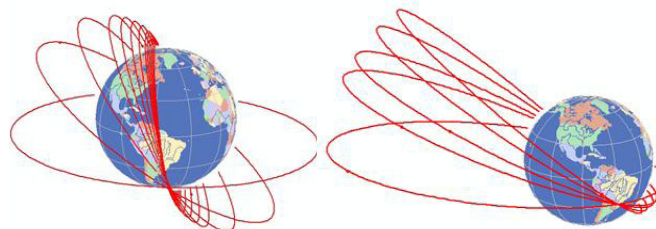


Рис.3 Графики зависимости наклонения от значения большой полуоси для табулированных значений эксцентриситета 0, 0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.55



а) круговые

б) Эллиптические ($e=0.5$)

Рис.4 Семейство ССО

С учетом того, что на высотах примерно от 2 до 6.5 тыс. км расположен первый радиационный пояс Земли, способный, при прохождении через него КА, существенно сократить его срок активного существования, максимальную высоту круговых ССО желательно ограничить значением 1500 км. Этой высоте соответствует наклонение 101.9 град, при этом трасса спутника будет достигать широты 78 град. Для эллиптических ССО апогей «входит» в зону радиационного пояса при эксцентриситете уже около 0,08.

Для снижения влияния атмосферы ограничим высоту перигея значением 500 км. Тогда, можно сделать вывод, что для практического использования пригодны только круговые и почти круговые (с эксцентриситетом менее 0.08) ССО высотой от 500 до 1500 км и наклонением от 97.4 до 101.9 соответственно.

В чем потенциал ССО

Таким образом, у ССО есть важное свойство – угол между нормалью к плоскости орбиты (из центра масс Земли) и направлением на Солнце практически не меняется во времени. Это позволяет реализовать, прежде всего, следующие возможности:

- разместить плоскость ССО так, чтобы спутник не попал в тень Земли, что создаст уникальные условия для работы системы энергоснабжения;

- учитывая, что спутник на ССО будет проходить широтные отметки в одно и тоже солнечное время, разместить плоскости орбиты так, чтобы обеспечить наблюдение заданных территорий в соответствующие интервалы местного времени, что создаст необходимую светотеневую обстановку.

Первый вариант широко используется различными исследовательскими спутниками, например, наблюдения за Солнцем. Второй – для спутников ДЗЗ, метеорологических и др.

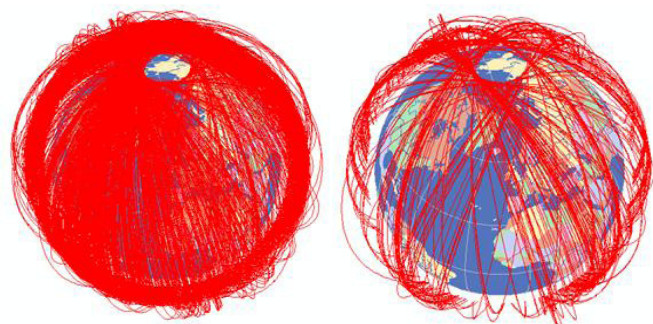
На выбор параметров ССО можно наложить и дополнительные требования, например, изомаршрутность трассы или приливную синхронность. В первом случае спутник будет проходить через один и тот же пункт в одно и то же солнечное время, во втором – обеспечивается синхронизация с приливными процессами, связанными с влиянием гравитационной силы Луны. Более подробно это рассмотрено в [2, 3].

Так как у ССО значение наклонения более 90 град, то каждому из рассмотренных случаев соответствуют две плоскости, сдвинутые по ДВУ на 180 град. Образуется «розочка» плоскостей (рис.6). Эффект «розочки» используется при разработке некоторых новых систем ДЗЗ.



Рис.5 «Розочка» плоскостей ССО

Выясним, насколько часто используются ССО. Для этого воспользуемся данными каталога NORAD и проанализируем ситуацию на ССО. Выберем критерий отбора. Например, будем относить к ССО только те ИСЗ, изменение положения плоскостей орбит которых относительно направления на Солнце за год не превысит 4 град (учтем методическую погрешность в 3 град). Этому критерию соответствует 1321 ИСЗ (по состоянию на ноябрь 2015). Баллистическая структура такой группировки представлена на рис.6 а.

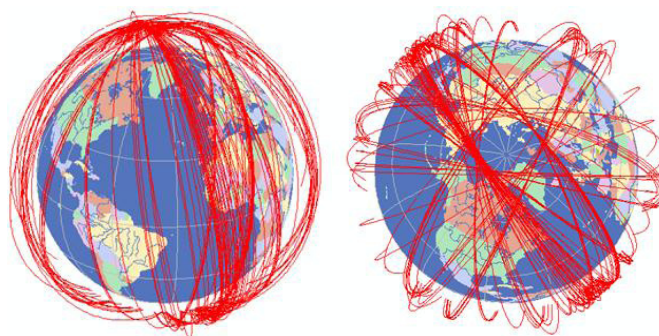


а) все объекты на ССО (1321 объект) б) только КА на ССО (236 объектов)
Рис.6 Орбиты объектов на ССО

Исключим из рассмотрения космический мусор – остается 236 спутников. Следовательно, 88% всех объектов на ССО относятся к космическому мусору. Учитывая, что в настоящее время прорабатывается большое число проектов ДЗЗ, в которых используются десятки малых и сверхмалых КА, проблема космического мусора на ССО становится актуальной [4].

Предположим, что типовой срок активного существования КА на ССО составляет 5 лет. Выделим только КА, запущенные с 2010 г – остается 125 КА. Орбиты этих спутников представлены на рис.7.

Отметим, что диапазон значений наклонения составляет от 97,28 до 100,48, эксцентриситет не превышает 0,014, высоты орбит – в диапазоне от 460 до 1221 км.



а) вид сбоку б) вид сверху
Рис.7 Орбиты КА на ССО (запущенные с 2005 г включительно)

При подготовке материалов в качестве инструмента анализа и моделирования ситуаций в околоземном космическом пространстве был использован программный комплекс «Спутниковые технологии», включающий актуальный частный каталог ИЗС, обновляемый по каталогу NORAD, модели прогнозирования изменения ситуации, достаточно мощную графическую подсистему для отображения результирующей информации в наиболее удобном виде.

Выводы

Таким образом, практическая ценность ССО орбиты заключается в том что:

- 1) панели солнечных батарей космического аппарата могут быть постоянно ориентированы в сторону Солнца, а их вращение может обеспечить оптимальные условия освещенности на всём протяжении витка;
- 2) космический аппарат будет наблюдаться с поверхности Земли в одно и тоже солнечное время, что обеспечивает повторяемость съёмки поверхности Земли в одинаковых условиях освещенности;
- 3) фиксированная ориентация КА относительно Солнца и плоскости орбиты упрощает решение задачи наведения антенн межспутниковой связи для орбитальной группировки, имеющей пространственную топологию Валькера-Можаяева.

Литература

1. Инженерный справочник по космической технике. Изд. 2-е, перераб. и доп. Под ред. А.В. Солодова, М., Воениздат, 1977, 430 с ил.
2. Sung Wook Paek. A DELTA-V MAP OF USEFUL ORBITS FOR EARTH OBSERVATION MISSIONS, 65th International Astronautical Congress, Toronto, Canada.
3. Чернов А.А., Чернявский Г.М. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. Лекции и упражнения. - М.: Радио и связь, 2004. - 200 с: ил.
4. Brian Weeden. Development of an Architecture of Sun-Synchronous Orbital Slots to Minimize Conjunctions. Proceedings of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference, held in Wailea, Maui, Hawaii, September 17-19, 2008

**ИНФОРМАЦИОННЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ ЦЕНТР
«СЕВЕРНАЯ КОРОНА»**

АО «Информационный Космический Центр
«Северная Корона»

Генеральный директор, к.т.н.,

Андрей Аркадьевич Гриценко

Телефон: +7 (812) 922 -36-21

E-mail: org@spacecenter.ru, www.spacecenter.ru