

УДК 004.94

**Предварительное обоснование орбитального построения космического сегмента
СККП**

Поздняков А.Ю.

Студент, МГТУ им. Н.Э.Баумана, г. Москва, Россия

Научный руководитель: Кузнецов В.А., начальник ВК № 2 ФВО ВИ

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

Научный консультант: Убоженко Д.Ю., к.т.н., доцент, начальник управления НИЦ РКО

4 ЦНИИ МО РФ, г.Москва, Россия

МГТУ им. Н.Э. Баумана

anton.pozdnyakov@list.ru

Задача получения информации о космических объектах чрезвычайно сложна. Малый размер космических объектов, высокая скорость движения для низкоорбитальных аппаратов и большая удалённость для аппаратов на геостационарной орбите сильно затрудняют их обнаружение и получение каких-либо данных. Общая задача получения информации о космических объектах разделяется на задачи: получения координатной информации и некоординатной информации.

Использование приборов орбитального базирования позволяет преодолеть один из самых главных факторов, препятствующих успешному получению некоординатной и координатной информации об орбитальных объектах – влияние атмосферы. Конвективные потоки, аэрозольные загрязнения и общая засветка в дневное время сильно затрудняют как поиск космических аппаратов, так и получение некоординатной информации о них. Под действием данных факторов снимки теряют резкость, искажаются, нарушается цветовая гамма. Другие же факторы, такие как погодные явления, облачность, и в большинстве случаев рассеянное свечение атмосферы в дневное время могут полностью блокировать работу наземных средств. Ограниченная область

обзора так же является одним из существенных недостатков наземных средств получения информации о космических объектах [8].

Вывод аппаратуры наблюдения в космос позволяет устранить влияние этих факторов. Но это порождает другие ограничивающие факторы. Самым главным из них является ограничение по массе размещаемой аппаратуры, связанное с дороговизной вывода на требуемую орбиту и ограниченностью транспортных возможностей ракетносителей. Это влечёт за собой так же ограничения по энергоснабжению и бортовым вычислительным средствам. Таким образом, для получения удовлетворительных результатов считается рациональным разделение задач получения координатной и некоординатной информации между разными типами аппаратов.

Сравнительный анализ известных вариантов орбитального построения космических систем, решающих задачи контроля космического пространства.

Для получения координатной информации об объектах на геостационарной орбите (рис. 1) оптимальным считается использование аппаратов с длиннофокусной оптикой на солнечно-синхронных орбитах. Такое положение аппарата в пространстве позволяет осуществлять регулярный просмотр всей области геостационарных орбит и орбит сохранения. Что позволит получать оперативную информацию об изменении орбитальных группировок (в пределах 24 часов). Примером подобных аппаратов является американский спутник SBSS [6] (рис. 2,3).

Но данные аппараты не могут осуществлять сбор некоординатной информации в виду сложных условий наблюдения. На таком расстоянии объект на геостационарной орбите будет обладать крайне малыми угловыми размерами и блеском (17-18 звёздная величина).

Для получения некоординатной информации (снимков такого объекта) необходимы оптические приборы другой конфигурации.

В качестве вариантов возможного размещения оптических приборов для получения некоординатной информации об объектах на геостационарной орбите рассматривается несколько типов аппаратов. Их ключевые различия заключаются в возможностях обзора области геостационарных орбит. В настоящий момент они представлены семейством аппаратов программы МИТЕКС [6] (рис. 5,6).

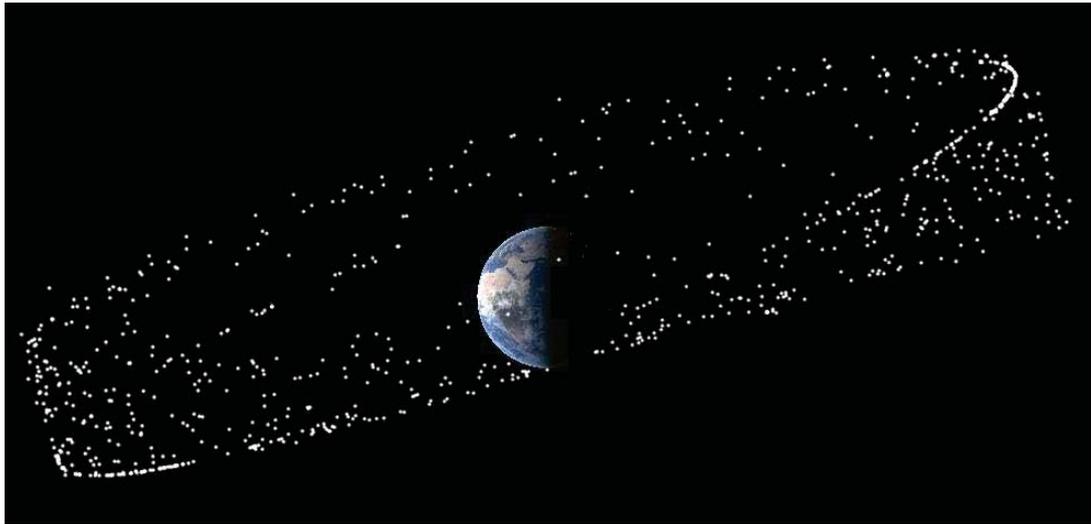


Рис. 1. Заселенность ГСО

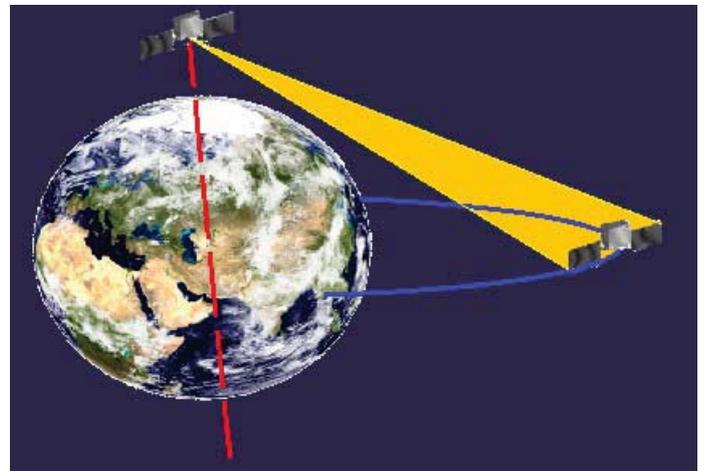


Рис. 2, 3. Спутник SBSS и общая схема функционирования

Первый вариант заключается в использовании аппарата, оснащённого двигателями малой тяги и находящегося в районе геостационарных орбит и орбит сохранения. Дрейфуя в данной области пространства, аппарат может осуществлять сбор некоординатной информации об объектах, находящихся как на геостационарной орбите, так и на орбитах сохранения, затрачивая при этом минимум топлива на манёвры. В данном случае перелёт от аппарата к аппарату осуществляется за счёт разности фаз обращения по данным орбитам. Ярким достоинством данного типа аппаратов является относительно малая цена запуска и самого изделия.

Самым существенным недостатком подобных аппаратов является крайне низкая степень мобильности платформы, которая не позволяет быстро реагировать на изменения в орбитальных группировках. Низкая скорость орбитального дрейфа так же является

недостатком, так как осмотр всей области геостационарных орбит будет требовать либо слишком много времени, либо большого числа аппаратов.

Вторым вариантом является использование аппарата с жидкостными реактивными двигателями, находящегося в области геостационарных орбит и орбит сохранения. Обладая теми же условиями наблюдения, что и предыдущий вариант, этот аппарат в тоже время обладает большей мобильностью и оперативностью реагирования на изменение орбитальных группировок в области геостационарных орбит. Недостатком же является резко возрастающая масса и цена аппарата при сокращении срока активной службы.

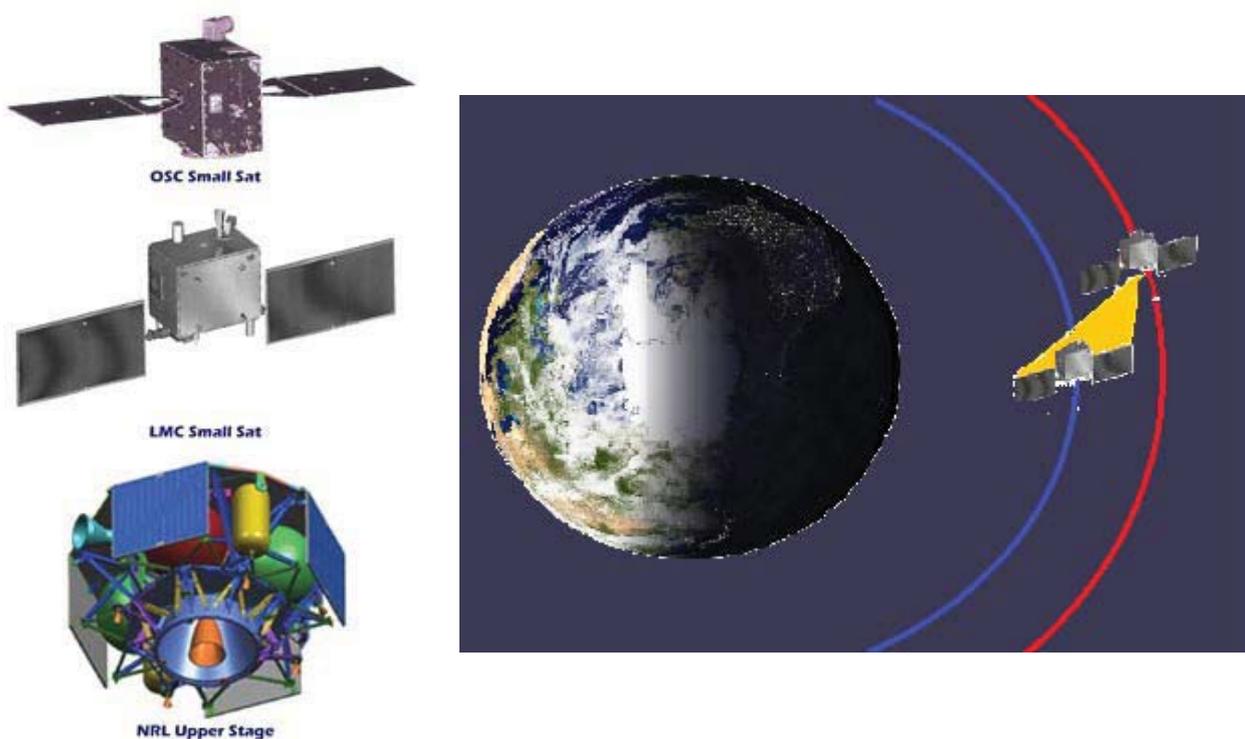


Рис. 5, 6. Спутники программы МИТЕКС и общая схема функционирования

Альтернативным вариантом решения задачи получения координатной и некоординатной информации об аппаратах в области ГСО, является размещение аппарата на высокоэллиптической орбите. Имея период обращения около 12 часов, данный аппарат два раза в сутки приближается к области геостационарных орбит, и дважды проходит в непосредственной близости от Земли. Особенностью данного типа аппаратов является то, что оптимальные условия для получения требуемой некоординатной информации реализуются только в краткий промежуток времени при прохождении апогея орбиты (порядка 10-20 минут). Это может являться недостатком для данного типа аппаратов, так как накладывает жёсткие требования на систему управления положением и ориентацией

аппарата, а так же на качество полученной ранее координатной информации как фактору наведения. Период получения координатной информации зависит от оптической системы, и при совмещённом канале получения координатных и некоординатных типов информации составляет порядка двух часов. Неоспоримым преимуществом подобного аппарата является скорость его реагирования на изменения состава орбитальных группировок в области геостационарных орбит (от 6 до 12 часов). Так же положительным качеством данного аппарата является достаточно длительный срок функционирования при относительно небольших затратах топлива, а так же более дешёвый и быстрый вывод аппарата на рабочую орбиту, что особенно важно в условиях военной опасности, подготовки и начала боевых действий.

Баллистическое проектирование варианта космического сегмента СККП для случая размещения на ВЭО.

Общий алгоритм моделирования при баллистическом проектировании включает в себя выполнение следующих действий:

- задание полезной нагрузки, требуемых параметров орбиты;
- определение геометрии орбиты, периода обращения;
- определение возмущающих факторов, влияющих на аппарат во время орбитального движения;
- определение требуемых импульсов коррекции;
- расчет и построение траектории перелёта с опорной орбиты вывода аппарата на заданную рабочую орбиту;
- расчет и определение траекторий перелёта между рабочими орбитами во время полёта;
- определение требуемого запаса характеристической скорости и топлива;
- расчет массово-габаритных характеристик аппарата, выбор оптимального варианта.

Входными параметрами модели являются:

- масса полезной нагрузки ($M_{пол}$);
- высота орбиты ($H_{пер}$, $H_{пог}$);
- угол наклона орбиты (i);
- энергопотребление бортовых систем;
- запас энергии для осуществления маневрирования.

В качестве объекта исследования был выбран космический аппарат для получения некоординатной информации о космических объектах в области геостационарных орбит. В качестве целевого оборудования принята оптическая система, позволяющая получать изображения удовлетворительного качества на дистанции в 150 километров от изучаемого объекта. Для проведения моделирования были заданы следующие параметры:

масса полезной нагрузки (оптическая система, система обработки и хранения полученных данных) $M_{пол} = 1000$ кг;

высоты апогея и перигея орбиты для обеспечения требуемых условий обзора и передачи полученных данных $H_{пер} = 2000$ км, $H_{апог} = 35900$ км;

угол наклона плоскости орбиты к экватору $i = 0$ град;

энергопотребление бортовой аппаратуры $N = 2000$ Вт;

запас характеристической скорости обеспечивает четырехкратный разворот орбиты в плоскости движения на 180 градусов (как один из предельных вариантов выполняемых манёвров).

Согласно 2 закону Кеплера, траектория движения является эллипсом, либо его вырожденным случаем (круг, гипербола). Параметры этого эллипса определяются формулой:

$$e(r_{\pi}, r_{\alpha}) = \frac{r_{\alpha} - r_{\pi}}{r_{\alpha} + r_{\pi}}$$

Где r_{α} и r_{π} расстояние от точек апогея и перигея до гравитационного центра земли соответственно, а $e(r_{\pi}, r_{\alpha})$ – эксцентриситет. Это позволяет полностью задать геометрию орбиты [1].

В процессе движения аппарата по высокоэллиптической орбите наблюдается значительное снижение орбитальной скорости при прохождении апогея, что ведёт к большой разнице относительных скоростей аппаратов на ГСО и ВЭО (до 2.4 км/с). Что накладывает дополнительные требования на точность наведения аппарата, ориентацию оптических приборов, и работу системы наведения.

Во время орбитального движения на аппарат действует множество возмущающих факторов. Для исследуемой орбиты наибольшее значение имеет возмущения от гравитации Луны и Солнца, давление солнечного ветра, нецентральность поля силы гравитации Земли и несферичность Земли.

Возмущающая сила от каждого из указанных воздействий описывается соответствующей зависимостью. А их влияние на движение аппарата определяют по методу оскулирующих элементов.

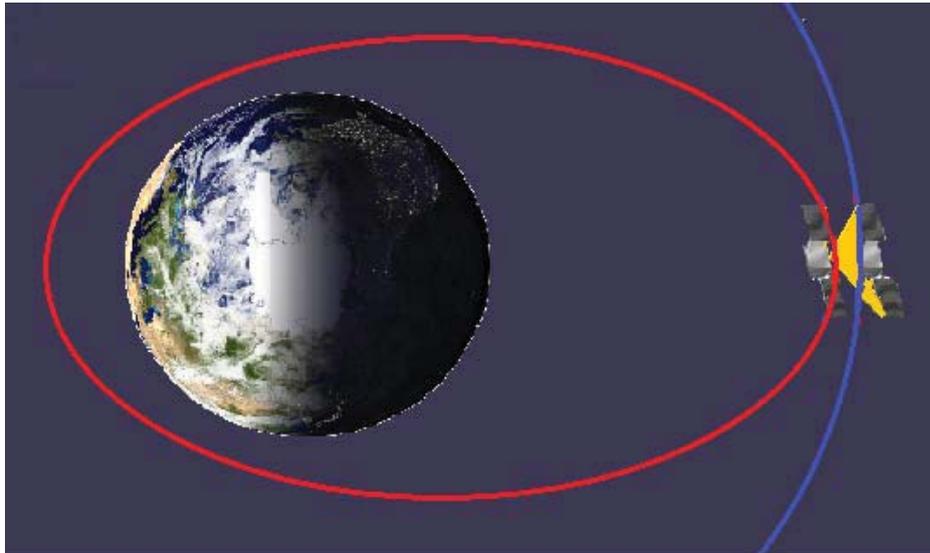


Рис. 6. Общая схема функционирования КА ККП на ВЭО

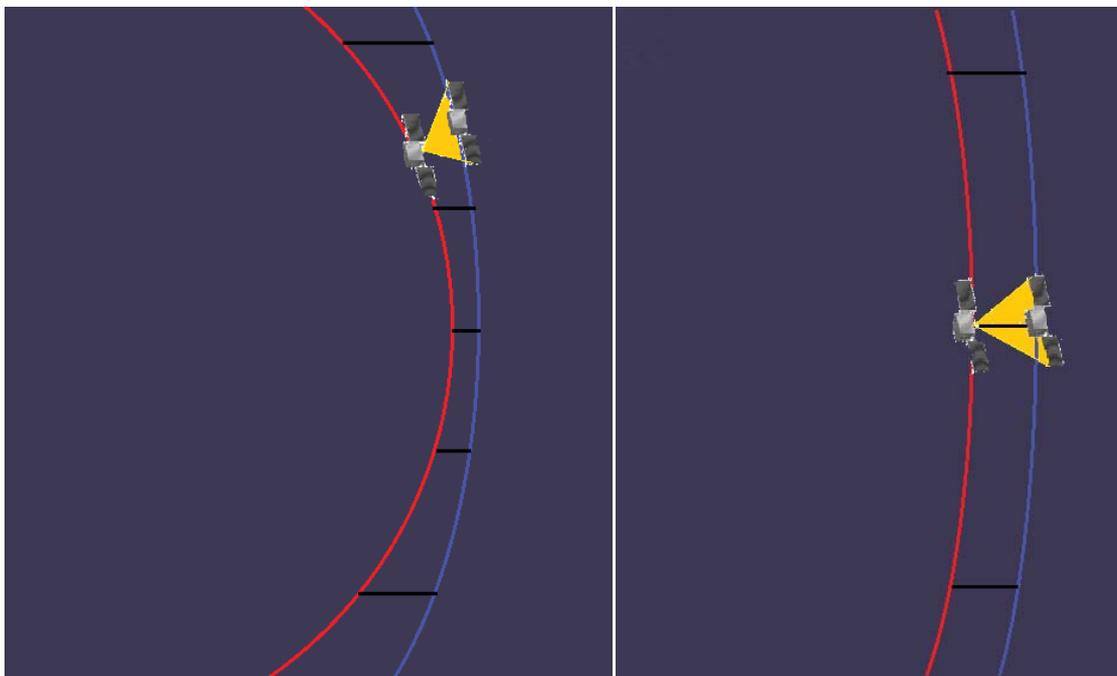


Рис. 7, 8. Участок получения координатной информации и участок получения некоординатной информации.

Нецентральность поля тяготения Земли описывается формулой:

$$U_{сж} = \frac{-\varepsilon}{3 \cdot 7^3} * (3 (\sin(i)^2) * (\sin(u)^2) - 1),$$

где $\varepsilon = 2.634 \cdot 10^5 \text{ км}^5/\text{с}$ – константа, определяющая сжатие земли, а u – аргумент перигея орбиты.

Солнечное давление описывается формулой:

$$U_{сол} = l * q_{св} * \frac{S_M}{m_0},$$

где q_{cb} – сила солнечного давления, l – коэффициент освещенности аппарата, S_M – эффективная площадь поверхности аппарата, m_0 – масса аппарата.

Учитывая ограничения на максимальные отклонения от заданной траектории, вычисляется число необходимых импульсов коррекции за время существования аппарата. В рассматриваемом случае потребуется 1 коррекция угла наклона плоскости орбиты к горизонту в год [7].

Расчёт вывода аппарата на рабочую орбиту производится на основании принципа минимальной энергии перелёта Гомана. Для данной модели была принята опорная круговая орбита высотой 450 км, наклон плоскости орбиты к экватору 56 градусов, что соответствует выводу аппарата с космодрома Байконур. Параметры рабочей орбиты достигаются путем поворота плоскости орбиты в экваториальную плоскость и установление требуемых высот апогея и перигея двумя импульсами:

$$\Delta V_{пов} = -2 * \sqrt{\frac{\mu}{p_{кон}}} * \sin \frac{\Delta i}{2},$$

$$V_1 = -\sqrt{\frac{\mu}{p_{кон}}} * (1 + e_{пер}),$$

$$V_2 = -\sqrt{\frac{\mu}{p_{кон}}} * (1 + e_{кон}),$$

$$\Delta V_{пер} = -V_1 - V_2 \quad \Delta V = \Delta V_{пов} + \Delta V_{пер}.$$

Анализ орбитального проектирования позволяет оценить требуемое количество топлива для выхода на рабочую орбиту [4]. Для успешного и оперативного реагирования на изменения орбитальных группировок на геостационарных орбитах, аппарат должен обладать возможностью оперативно осуществлять фазирование.

Для этого достаточно изменить один из параметров рабочей орбиты, а именно высоту перигея или апогея, изменяя тем самым время движения аппарата по орбите перелёта:

$$T_o = \frac{T_{oc} * n_{oc} + \frac{\varphi_{oc}^0}{\omega_{oc}} - \frac{1}{2} * T_3}{n_{тк}}.$$

В особых случаях может потребоваться резкий манёвр для кардинального изменения орбиты. В данном случае необходимый переход может быть осуществлён приложением одного импульса, если начальная и конечная орбита касаются (поворот менее чем на 90 градусов) или три импульса (при повороте на 90-180 градусов.):

$$\frac{e_2 * \sin \vartheta_2}{1 + e_2 * \cos \vartheta_2} = \frac{e_3 * \sin(\pi + \Delta \varphi_0)}{1 + e_3 * \cos(\pi + \Delta \varphi_0)} = \frac{e_3 * \cos(-\Delta \varphi_0)}{1 + e_3 * \sin(\Delta \varphi_0)}.$$

В результате может быть определен требуемый угол поворота вектора скорости, а потребное изменение самой скорости определяется из разности скоростей объектов, движущихся в данных точках этих орбит [3]. В итоге были получены значения требуемого запаса характеристической скорости для всех манёвров космического аппарата.

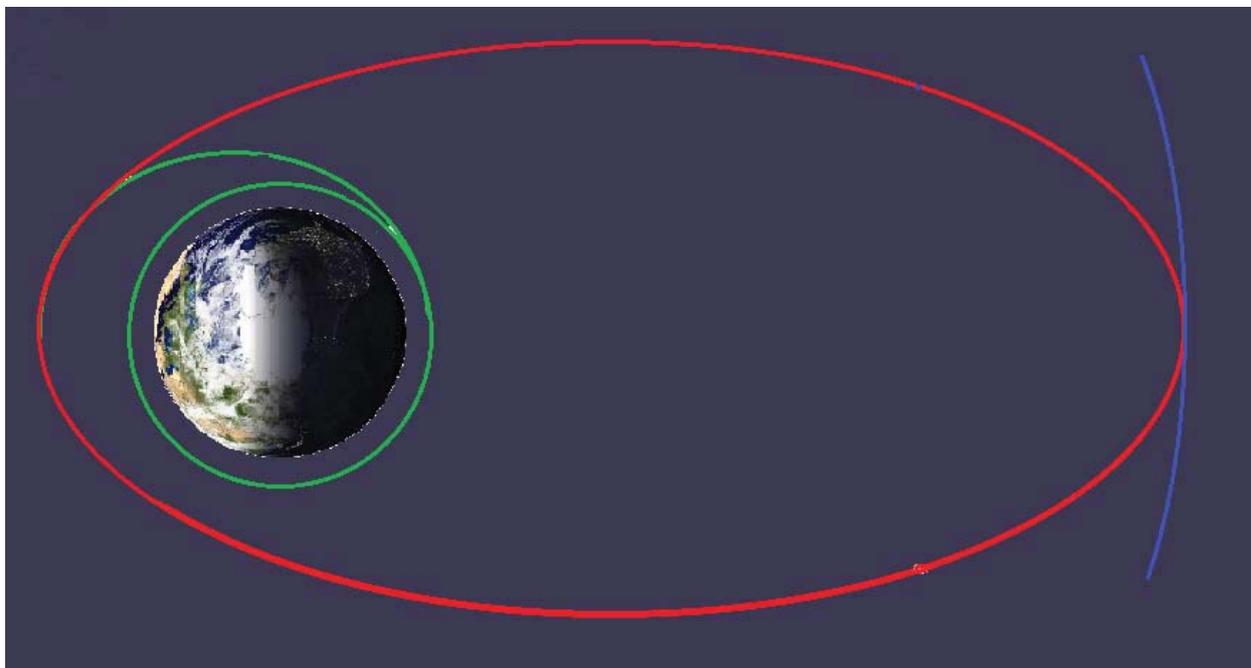


Рис. 9. Манёвры спутника при выводе на рабочую орбиту

На финальном этапе расчёта проводится массовый анализ аппарата. Для этого применяют структурную формулу массы компонентов КА [2, 5]. В результате моделирования было получено значение стартовой массы аппарата в 5 тонн. Это означает, что подобный объект может быть запущен на орбиту при помощи ракетоносителя типа «Союз».

В процессе орбитального движения, точка апогея ВЭО будет дрейфовать вдоль ГСО, поворачиваясь в плоскости на 9 градусов за десять дней. Используя это обстоятельство, можно создать рабочую систему из трёх аппаратов на ВЭО, которая позволит осуществлять просмотр всей области ГСО за два месяца в дежурном режиме. При пространственном размещении, главные оси орбит имеют между собой угол в 60 градусов. При фазовом размещении, разница в прохождении апогея орбиты между двумя аппаратами составит 4 часа. Таким образом, осуществляя два манёвра фазирования в год, аппарат может выполнять свои функции с минимальным расходом топлива и временем простоя.

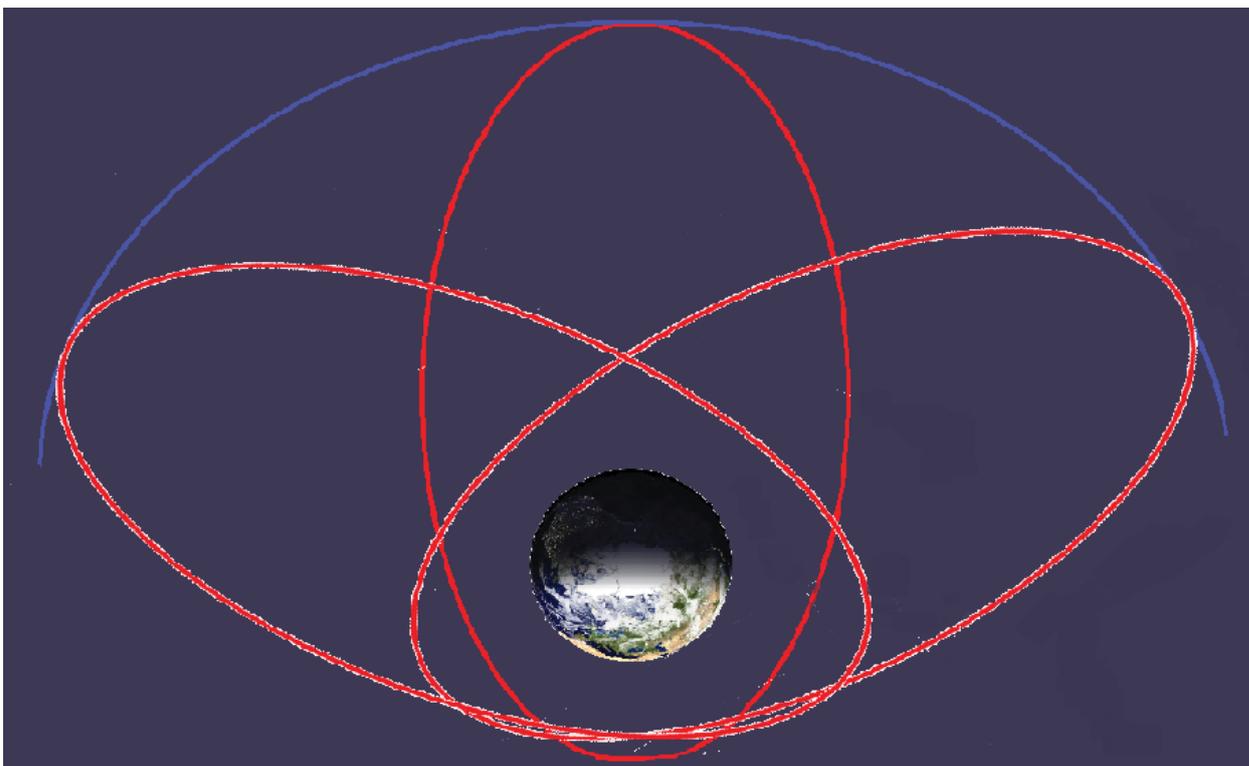


Рис.10. Вариант построения КС СККП из трёх спутников на ВЭО

Заключение.

Для решения задачи получения координатной и некоординатной информации об объектах, находящихся в областях ненаблюдаемых существующими средствами СККП возможны три подхода к построению системы аппаратов ККП.

Первый предполагает создание многочисленной группировки космических аппаратов-наблюдателей с двигателями малой тяги, находящихся в области геостационарных орбит.

Перемещаясь с малой относительной скоростью и на небольшом расстоянии от исследуемых объектов, они позволяют получать некоординатную информацию высокого качества, но не позволяют получать удовлетворительную координатную информацию. Оперативность получения информации будет тоже крайне низкой, а затраты на выведение большого числа аппаратов окажутся чрезмерно высоки.

Второй подход предполагает создание группировки из двух аппаратов в области низких, солнечносинхронных орбит. Благодаря поддержанию оптимальных условий наблюдения и освещённости, подобные аппараты могут эффективно производить поиск и получение координатной информации о космических объектах по целеуказаниям от существующих средств СККП.

Так же очевидным плюсом данной системы является оперативность получаемой информации (до 24 часов). Явным недостатком же является сложность получения некоординатной информации. Большое удаление КА-наблюдателя от объекта наблюдения требует применение второго комплекта оптики с более высокими характеристиками и высокой точности наведения и стабилизации, что в свою очередь так же повышает массу аппарата и его стоимость.

Третий путь предполагает создание системы из трёх аппаратов на высокоэллиптических орбитах. В ходе своего движения такой аппарат дважды в сутки приближается к области геостационарных орбит.

Это обстоятельство позволяет использовать более лёгкую аппаратуру обнаружения и получения координатной информации за счёт более удобных условий наблюдения. В это же время теми же аппаратами возможно получение и некоординатной информации о наблюдаемых объектах в виду малого расстояния. Наведение аппаратуры может осуществляться даже за счёт бортовой системы обнаружения и получения координатной информации.

Задача выбора оптимального состава бортовой аппаратуры для космического аппарата СККП выходит за рамки рассмотрения конкретного аппарата. Для решения данной задачи требуется рассмотрение условий работы космических аппаратов в каждом из перечисленных вариантов их использования.

Так как оптимизация производится по параметрам функциональности, массы и цены, то требуется рассматривать системы бортовой аппаратуры КА с позиций оперативности обнаружения изменений наблюдаемых космических объектов, числа КА-наблюдателей, требуемого для выполнения целевой задачи с заданным качеством, а так же массы и требований к стоимости.

Список литературы

1. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. — М.: Наука, 1965.
2. Гуцин В.Н. Основы устройства космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 2003.
3. Скребушевский Б.С. Формирование орбит космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1990. — 256 с.
4. Нариманов Г.С., Тихонравов М.К. Основы теории полёта космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1972. — 608 с.

5. Туманов А.В. Зеленцов В.В. Щеглов Г.А. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов. – М.: МВТУ им. Н.Э. Баумана, 2010.
6. Малые космические аппараты информационного обеспечения / Под ред. докт. тех. наук, засл. деятеля наук РФ, проф. В.Ф. Фатеева. – М.: Радиотехника, 2010. – 320 с., ил.
7. Поздняков А.Ю. [и др.]. Создание комплекса математических моделей для исследования функционирования различных информационных средств наблюдения космических объектов. НТО о НИР «Скаут-ККП». – М.: ВИ МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011, - 41 с.
8. В. Фатеев, С. Суханов. Концепция развития РКО России.
<http://www.vko.ru/DesktopModules/Articles/ArticlesView.aspx?tabID=320&ItemID=63&mid=2892&wversion=Staging>