

УДК 629.015+521.176

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА СПЕКТР-Р ДЛЯ НАЗЕМНО-КОСМИЧЕСКОГО ИНТЕРФЕРОМЕТРА

© 2014 г. Н. С. Кардашев<sup>1</sup>, Б. Б. Крейсман<sup>1</sup>, А. В. Погодин<sup>2</sup>, Ю. Н. Пономарев<sup>1</sup>,  
Е. Н. Филиппова<sup>2</sup>, А. И. Шейхет<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Астрокосмический центр Физического института им. П.Н. Лебедева РАН, г. Москва

<sup>2</sup>НПО им. С.А. Лавочкина, г. Химки

[uiron@asc.rssi.ru](mailto:uiron@asc.rssi.ru)

Поступила в редакцию 16.12.2013 г.

Для решения задач миссии “РадиоАстрон” была спроектирована орбита с высоким апогеем и периодом обращения спутника вокруг Земли в среднем 8.5 сут, которая эволюционирует вследствие гравитационного возмущения от Луны и Солнца. Перигей такой орбиты изменяется в пределах 7.5–70 тысяч километров, апогей – в пределах 270–333 тысяч километров. Основная эволюция орбиты состоит во вращении ее плоскости вокруг линии апсид. Нормаль к плоскости орбиты прочерчивает на небесной сфере в течении трех лет овал с большой осью около 150° и малой осью около 45°.

DOI: 10.7868/S0023420614050069

### 1. ВВЕДЕНИЕ

Космический радиотелескоп (КРТ) с диаметром антенны 10 м миссии “РадиоАстрон” был выведен на высокоапогейную орбиту 18.VII.2011 г. При совместной работе с наземными радиотелескопами (НРТ) обеспечивается возможность создания наземно-космического радиоинтерферометра с существенно большей базой, чем у наземных интерферометров, что позволяет получить более высокое угловое разрешение радиоисточников (до 10 мсек дуги) по сравнению с наземными интерферометрами. На сайте миссии<sup>1</sup> можно найти основные технические характеристики КРТ.

Запуск КРТ миссии “РадиоАстрон” первоначально был запланирован на 1994 год. Была выбрана орбита со следующими начальными параметрами:

Высота перигея, км	4000
Высота апогея, км	768000
Наклонение, град	51.5
Аргумент перигея, град	300.0
Долгота восходящего узла, град	190.0
Период обращения, ч	28

Выбор орбиты с указанными значениями параметров определялся научными задачами миссии (максимально возможный обзор небесной

сферы за период миссии и оптимизация проведения наблюдений с учетом возможности построения интерферометра Земля-КРТ).

Эволюция такой орбиты достаточно слабая. Так за 3 года высота перигея возрастает с 4000 км до 11297 км, а высота апогея убывает от начальной высоты 76800 км до 69491 км. Наклонение увеличивается от 51.5 до 55.5°, а долгота восходящего узла убывает от 190 до 156.9°.

Значение аргумента перигея 300° определялось тем, что станции управления (СУ) расположены на территории России, поэтому для обеспечения хороших условий видимости при закладке команд и передаче служебной телеметрии необходимо, чтобы аргумент перигея был расположен в четвертом квадранте, т.е.  $270 \leq \omega_{\text{экл}} \leq 360^\circ$ . С учетом того, что плоскость эклиптики наклонена к плоскости экватора Земли на 23.5° и что для обеспечения хорошей видимости минимальный угол места КА составляет 7° значение аргумента перигея  $\omega$  было выбрано равным 300° относительно восходящего узла экваториальной плоскости. Выбор периода обращения, равного 28 часов, объясняется тем, что в этом случае КА делает за неделю ровно 6 витков. Этот факт очень удобен для планирования и проведения работ по управлению КА.

По объективным причинам запуск КА откладывался несколько раз. В феврале 1997 года был выведен на орбиту с апогеем 20 тыс. км японский радиотелескоп (проект VSOP), который до запуска КА *Спектр-Р* уже провел продолжительные исследования с базами до 30 тыс. км. Чтобы сделать

<sup>1</sup> <http://www.asc.rssi.ru/radioastron/index.html>.

следующий шаг — значительно повысить угловое разрешение и качество изображений, необходимо использовать высокоапогейную орбиту, сильно эволюционирующую под воздействием Луны и Солнца.

В 2002 г. было принято решение о выведении КРТ миссии “РадиоАстрон” на более высокую орбиту. Планируемая высота апогея орбиты КА *Спектр-Р* была поднята с 80 тыс. км до 350 тыс. км, что потребовало проведения работ по выбору новой высокоапогейной орбиты с радиусом апогея 300–350 тыс. км.

Дополнительно в 2004 г. было принято решение о создании нового космического аппарата *Спектр-Р* на базе платформы “Навигатор”. Замена КА привела к замене системы управления ориентацией и стабилизацией космического радиотелескопа, а также системы коррекции орбиты КА, что потребовало проведения новых априорных оценок по точности прогноза эволюции орбиты с учетом новых оценок интервалов времени между разгрузками кинетического момента, накапливающегося от прямого и отраженного солнечного излучения и от гравитационных моментов на перигейных участках орбиты.

Для обеспечения научных задач миссии необходима орбита с большой эволюцией плоскости орбиты, что позволяет проводить наблюдения как с малыми, так и с большими базами, сравнимыми с высотой апогея ~330000 км. На эволюцию плоскости орбиты большое влияние оказывают некоторые ограничения на начальные параметры орбиты: высота начального перигея и наклонение — 600 км и  $51.4^\circ$ , соответственно, время баллистического существования — не менее 9 лет, длительность теней и др. Эволюция орбиты определяется изменением мгновенных значений параметров эллипса в плоскости орбиты и изменением положения в пространстве самой плоскости орбиты (направление вектора нормали к плоскости орбиты).

При движении КА по высокоапогейной орбите с большим эксцентриситетом основные возмущения вызываются притяжением Луны, Солнца и несферичностью гравитационного поля Земли. Впервые существенное влияние этих факторов было отмечено при анализе движения Автоматической межпланетной станции (АМС) стартовавшей к Луне в 1959 году. После сближения с Луной АМС стала спутником Земли с высотой перигея 47 тыс. км. Через 11 оборотов высота перигея орбиты существенно уменьшилась и АМС прекратила свое существование [1].

При изучении эволюции таких орбит в общем случае приходится исследовать широкую область возможных значений пяти орбитальных параметров. Использование для такого исследования численных решений системы дифференциальных уравнений движения КА с максимально пол-

ной моделью возмущений требует значительных компьютерных расчетов и трудоемкого последующего анализа. Поэтому на начальном этапе по выбору орбиты, обеспечивающей решение научных задач, использовались приближенные методы, которые позволяют изучать качественные закономерности для эволюции орбиты и получить количественные оценки эволюции орбиты на длительном интервале времени. Знание качественных закономерностей позволяет существенно сократить область возможных значений начальных параметров орбиты. Дополнительное сокращение области возможных значений этих параметров обеспечивают ограничения, накладываемые энергетическими характеристиками ракеты-носителя и разгонного блока, время баллистического существования, география космодрома и наземных пунктов управления.

Использование аналитической теории движения КА, которая учитывает основные возмущающие факторы (сжатие Земли, гравитационное влияние Солнца и Луны) позволяет делать прогноз движения КА на длительных интервалах времени и быстро проводить анализ получаемых орбит без проведения сложных численных расчетов.

Качественный анализ эволюции орбиты под действием внешнего возмущающего тела был проведен Лидовым М.Л. еще в 1961 году [2]. Для анализа движения КА на длительных интервалах он использовал двукратно осредненную ограниченную круговую задачу трех тел, которая интегрируется в квадратурах. В работе Вашковьяка М.А. и Лидова М.Л. [3] описаны 2 класса высокоапогейных орбит с сильно изменяющимися в течении трех лет долготой восходящего узла, наклонением плоскости орбиты и аргументом перигея. Был опубликован еще ряд статей этих авторов по эволюции высокоапогейной орбиты из-за гравитационного влияния Луны и Солнца. Это указывало на возможность построения высокоапогейной орбиты КРТ с большой эволюцией. На протяжении ряда лет дата старта космического радиотелескопа переносилась. Поэтому методы проектирования и исследования эволюции орбиты КРТ изменялись.

## 2. ФОРМИРОВАНИЕ КРИТЕРИЯ КАЧЕСТВА ОРБИТ

В результате исследований, проведенных в АКЦ и НПО-Л, был выработан критерий качества орбиты, учитывающий основные требования к орбите КРТ для решения научных задач проекта. Ниже приводится формализованное описание этого критерия и ограничения. Для оценки качества слабоэволюционирующих орбит достаточно проанализировать заполнение ( $uv$ )-плоскости для важнейших объектов на интервале нескольких витков спутника.

Для сильноэволюционирующих орбит ситуация намного сложнее. При длительности космического эксперимента порядка трех–пяти лет такая орбита должна обеспечить возможность распределения этого времени для наблюдения объектов всей небесной сферы (или, по крайней мере, принадлежащих заданным областям небесной сферы) и получения качественных изображений для всех таких объектов. В качестве оценки пригодности орбиты для наблюдений какого-либо объекта небесной сферы предлагается использовать суммарную длительность интервалов времени, в течение которых вектор Земля-КРТ направлен на окрестность этого объекта (см. рис. 1). Пригодность орбиты для получения качественных изображений заданного перечня объектов описывается совокупностью таких оценок для каждого объекта перечня [4]. Для количественной оценки эффективности выбранной орбиты используется критерий эффективности  $\Phi$ , разработанный для проекта “РадиоАстрон”.

Для выбора наилучшей орбиты, позволяющей исследовать в течение как можно большего времени объекты на как можно большей части небесной сферы, она разбивается на  $N \times M$  равновеликих площадок в галактической системе координат: долгота на  $N$  равных интервалах по  $360/N$  градусов, широта на  $M$  неравных интервалах  $[Q(m-1), Q(m)]$ , границы которых  $Q(m)$  определяются из условия равенства площадей по формуле:

$$Q(0) = 90, Q(m) = \arcsin(1 - 2m/M), m = 1, 2, \dots, M.$$

Площадки  $S$  на сфере идентифицируются парой  $(n, m)$ , где  $n$ -номер полуинтервала, к которому принадлежит долгота ( $n = 1, 2, \dots, N$ ),  $m$ -номер полуинтервала, к которому принадлежит широта ( $m = 1, 2, \dots, M$ ).

Для каждой площадки  $S(n, m)$  последовательно определяются периоды времени, когда возможна организация сеанса наблюдения объекта, находящегося в центре площадки. Затем вычисляются и накапливаются длительности  $D(n, m, k)$  интервалов времени, когда проекция базы на  $(uv)$ -плоскость лежит в пределах  $[p(k-1), p(k)]$ ,  $k = 1, 2, \dots, K$ . Ориентировочно  $p(0) = 0, p(1) = 15000, p(2) = 50000, p(3) = 100000, p(4) = 150000, p(5) = 200000, p(6) = 250000, p(7) = 450000$  км.

Если суммарная, по всем возможным сеансам, длительность таких интервалов меньше  $T_{\min}$ , то считается, что время  $D(n, m, k)$  равно нулю. Для каждого  $k$  определяется число  $I(k)$  площадок, для которых скорректированное время  $D(n, m, k)$  отлично от нуля. Критерий  $\Phi$  качества орбит для проекта “РадиоАстрон” вычисляется по формуле:

$$\Phi = \sum_{k=1}^7 q(k)I(k), \text{ где } q(k), k = 1, 2, \dots, K - \text{весовые коэффициенты.}$$

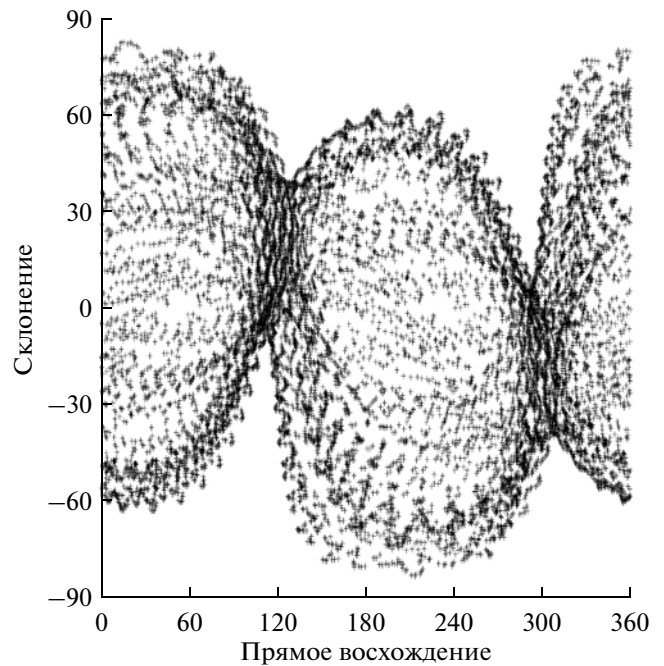


Рис. 1. Эволюция направления вектора Земля-КРТ на небесную сферу.

Было принято  $N = 50, M = 20, T_{\min} = 10$  мин,  $q(1) = 8, q(2) = 5.7, q(3) = 4, q(4) = 2.9, q(5) = 2, q(6) = 1.4, q(7) = 1$ . Если время баллистического существования менее 9 лет, то полагаем  $\Phi = 0$ . Матрица  $D(n, m, k)$  и вектор  $I(k)$  используются при дополнительном анализе качества орбит. 1/4 часть небесной сферы должна быть видна всегда.

При поиске оптимальных значений начальных параметров рабочей орбиты необходимо максимизировать значение функционала  $\Phi$ , который является критерием качества орбиты и кратко определяется выше. Такая оптимизация возможна в пределах каждого месяца. Например, в проведенных расчетах на дату старта 7.X.2000 г. максимальное значение функционала было  $\Phi = 13998$ , а на дату старта 15.III.2006 г. максимальное значение функционала было  $\Phi = 16500$ .

### 3. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ЗАПУСКУ КРТ И КОРРЕКЦИЯ ОРБИТЫ

При проведении исследований по выбору начальных параметров рабочей орбиты КА *Спектр-Р* элементы орбиты условно можно разделить на две группы: константы и варьируемые переменные.

Константами являются: наклонение орбиты определяется разрешенным азимутом стрельбы с космодрома Байконур и составляет  $i = 51.4^\circ$ ; начальная высота перицентра определяется энергетическими возможностями разгонного блока и принимается  $H_\pi = 600$  км. В качестве варьируемых переменных рассматриваются: аргумент пе-

рицентра  $\omega$  в пределах  $280\text{--}370^\circ$ ; долгота восходящего узла  $\Omega$  в пределах  $0\text{--}360^\circ$ ; высота апоцентра  $H_a$  в пределах  $300\,000\text{--}350\,000$  км.

Предварительные оценки точности формирования начальных параметров рабочей орбиты КА показали, что выведение КА на рабочую орбиту производится с ошибками ( $3\sigma$ ), не превышающими следующих значений: по высоте апогея  $\Delta H_a = \pm 2000$  км; по высоте перигея  $\Delta H_p = \pm 8$  км; по наклонению  $\Delta i = \pm 3$  угл. мин; по аргументу перицентра  $\Delta \omega = \pm 10$  угл. мин; по долготе восходящего узла  $\Delta \Omega = \pm 8$  угл. мин.

При выборе начальных параметров рабочей орбиты КА необходимо учитывать следующие ограничения: длительность научного эксперимента не менее 3-х лет; время баллистического существования не менее 9 лет; длительность затенения (тень + полутень) на витке не должна превышать 2 часов (с учетом возможного проведения коррекции фазирования); время баллистического существования и длительность затенения на витке должны обеспечиваться с учетом рассеивания начальных параметров рабочей орбиты при выведении, при этом суммарное приращение характеристической скорости всех коррекций не должно превышать 60 м/с.

Начальная высота перицентра рабочей орбиты КА, определяемая энергетическими возможностями ракеты-носителя может лежать в диапазоне  $400\text{--}1000$  км (после формирования программы запуска КА высота перицентра была зафиксирована – 600 км). Это накладывает дополнительные ограничения на допустимую область начальных значений аргумента перигея  $\omega$  и долготы восходящего узла  $\Omega$  рабочей орбиты КА.

При наблюдении с КА объекта на небесной сфере должны выполняться все ограничения на ориентацию бортовых и наземных средств и реализовываться связь хотя бы с одной станцией слежения. Длительность сеанса наблюдений без переориентации не менее 1 ч.

#### 4. РАСЧЕТЫ

##### *Первый этап (ограниченная задача трех тел).*

На первом этапе мы начали изучение эволюции орбит с использования задачи трех тел. Поскольку в ограниченной задаче трех тел существует только один интеграл – интеграл Якоби, то найти полный набор решений невозможно. В связи с этим, обычно исследуют периодические решения. Такие исследования базируются на гипотезе Пуанкаре, который предполагал: если имеется частное решение ограниченной задачи, то всегда можно найти периодическое решение (быть может, с очень большим периодом), обладающее тем свойством, что при любом  $t$  оно сколь угодно мало отличается от исходного частного решения.

Были разработаны алгоритмы и программы для построения периодических решений ограниченной задачи трех тел для плоского и пространственного случаев. С помощью этого программного обеспечения построены различные семейства периодических решений [5]. Показано, что даже у орбит с апогеем, меньшим 300 тыс. км, то есть формально не попадающих в сферу действия Луны, возможно интенсивное движение линии апсид. В качестве орбит, перспективных для использования в проекте “Радиоастрон”, выделены орбиты с периодом 9 сут.

Для системы Земля–Луна были построены наиболее интересные семейства периодических решений. Показано, что если расстояние в четырехмерном фазовом пространстве от какой-либо орбиты до любой орбиты облета точки либрации  $L_2$  очень мало, то поворот линии апсид может достигать нескольких недель. Среди таких орбит можно выбрать орбиту с любым наперед заданным поворотом линии апсид, но проходящую далеко от Луны, и использовать ее для космического маневра.

Были построены периодические решения, в которых движения вокруг притягивающих тел чередуются с многократными облетами точек либрации  $L_1$  и (или)  $L_2$ . Рекордное по сложности периодическое решение объединяет 4 типа орбит и включает в себя многократные облеты точек либрации  $L_1$  и  $L_2$ , системы Земля–Луна. Показано, что в решениях такого типа число облетов точек либрации можно неограниченно увеличивать и получать двояко-асимптотические решения. Данные примеры решений кратных соизмеримостей. По результатам этих исследований был подготовлен отчет<sup>2</sup>.

С помощью оценок орбит, учитывающих в явном виде качество изображений, получаемых в результате обработки данных космического радиоинтерферометра, выбирались (с учетом возможности выведения КРТ ракетой “Протон”, а в дальнейшем ракетой “Зенит”) наиболее перспективные орбиты для проекта “РадиоАстрон” [6].

Для построения (в окрестности периодического решения) реальной траектории КА проекта “РадиоАстрон” была разработана программа численного решения уравнений движения КА, где была использована модель геопотенциала GEM-T2 [7], а для учета возмущений от Луны и Солнца использовалась модель DE403/LE403, разработанная в JPL NASA [8].

<sup>2</sup> Пономарев Ю.Н., Крейсман Б.Б., Тычина П.А., Кочетков К.А. Альтернативные рабочие орбиты для КА проекта “Радиоастрон”. (Исследование возможности построения сильно-эволюционирующих орбит под воздействием возмущений от Луны и Солнца) // Научно-технический отчет, АКЦ ФИАН, Москва, 1997 г.

Интегрирование уравнений движения КА проводилось в инерциальной системе координат, связанной с центром масс Земли и экваториальной плоскостью, заданной на эпоху J2000.0. Ось  $x$  направлена в точку весеннего равноденствия  $\gamma$ . Ось  $z$  направлена по оси вращения Земли, а ось  $y$  дополняет тройку до правой. Эта же система координат использовалась и при всех последующих расчетах.

**Второй этап (обобщенная задача двух неподвижных центров и возмущения).** При проектировании орбиты космического радиотелескопа в миссии “РадиоАстрон” оказалось, что более эффективное решение дает обобщенная задача двух неподвижных центров, т.к. позволяет (в отличие от задачи трех тел) считать гравитационные поля Земли и Луны не точечными.

В этой задаче материальная точка движется в гравитационном поле, которое создают два неподвижных относительно друг друга притягивающих тела. Такую постановку задачи впервые сформулировал и нашел решение еще Л. Эйлер. В 1961 г. Е.П. Аксенов, Е.А. Гребенников и В.Г. Демин [9] предложили использовать задачу двух неподвижных центров Эйлера для построения теории движения КА, но при этом они взяли за основу потенциал двух центров, которые расположены на фиксированном мнимом расстоянии  $2ic$  друг от друга. Это явилось определенным обобщением задачи Эйлера о движении материальной точки в поле двух неподвижных притягивающих центров.

При выборе начальных параметров рабочей орбиты КА *Спектр-Р* будем считать, что космический радиотелескоп является материальной точкой, которая движется в нецентральной поле тяготения Земли и испытывает различные возмущения от Луны, Солнца, светового давления и др. Таким образом, для аналитических оценок возмущений орбиты КРТ использовалась эйлеровская орбита в качестве орбиты первого приближения. Движение по такой орбите определяется потенциалом  $W$  обобщенной задачи двух неподвижных притягивающих центров с массами  $m/2(1 + i\sigma)$  и  $m/2(1 - i\sigma)$ , которые расположены на фиксированном мнимом расстоянии  $2ic$  друг от друга. Потенциал обобщенной задачи двух неподвижных центров обладает осевой симметрией и является достаточно хорошим приближением к реальному гравитационному потенциалу Земли. Достоинством такого промежуточного потенциала является то, что в этом случае дифференциальные уравнения движения точно интегрируются в квадратурах.

Для гравитационного поля Земли симметричного относительно оси  $z$  и симметричного относительно экваториальной плоскости потенциал

поля можно рассматривать как функцию геоцентрических координат  $x, y, z$  [10]

$$W = \frac{\mu}{2} \left[ \frac{1 + i\sigma}{r_1} + \frac{1 - i\sigma}{r_2} \right],$$

где  $i = \sqrt{-1}$ ,  $c$  и  $\sigma$  – вещественные постоянные;  $\mu = fm$  и

$$r_1 = \sqrt{x^2 + y^2 + [z - c(\sigma + i)]^2},$$

$$r_2 = \sqrt{x^2 + y^2 + [z - c(\sigma - i)]^2}.$$

Основные свойства потенциала  $W$ :

1) Потенциал  $W$  включает вторую, третью и частично четвертую зональные гармоники потенциала притяжения Земли.

2) Разность  $U - W$  содержит члены, порядок которых равен  $10^{-9}$  и выше. При этом зональные гармоники, начиная с шестой, а также тессеральные и секториальные гармоники этой разности практически не отличаются от соответствующих членов потенциала притяжения Земли.

3) Потенциал  $W$  зависит от трех постоянных  $\mu$ ,  $c$  и  $\sigma$  (или от  $\mu$ ,  $J_2$ ,  $J_3$ ), которые в настоящее время определены с наибольшей точностью.

4) Дифференциальные уравнения движения КА в поле с потенциалом  $W$  строго интегрируются в квадратурах (в эллиптических функциях).

Следует отметить, что для высокоапогейного КА влияние высоких гармоник практически равно нулю, что указывает на целесообразность изучения эволюции орбиты КА в поле с потенциалом  $W$ .

Для вычисления констант  $\sigma$  и  $c$  использовалась модель геопотенциала EGM-96 [11], а для построения возмущающей части гамильтониана от Луны и Солнца использовались эфемериды DE405/LE405 [12].

Таким образом, реальное гравитационное поле Земли  $U$  можно представить как сумму промежуточного гравитационного поля  $W$  и возмущающего потенциала  $R_T$ , т.е.  $U_E = W + R_T$ .

Невозмущенная обобщенная задача двух неподвижных центров имеет три независимых интеграла движения, которые сохраняются со временем. Наличие возмущений от Луны, Солнца, неучтенных гармоник гравитационного поля Земли, давления солнечного света и др. приводит к изменению этих интегралов со временем. В этом случае мы имеем общую задачу о движении КА под действием силы с гамильтонианом  $H(I, \theta; t) = H_0(I) + H_1(I, \theta; t)$ , где  $H_0$  представляет гамильтониан интегрируемой части задачи, а  $H_1$  представляет добавочное возмущение, зависящее как от положения и скорости, так и от времени.

Так как мы хотим получить максимально эволюционирующую орбиту КРТ, то нам необходимо рассматривать, именно, резонансные орбиты.

Таблица 1

$\Omega$																					
320	9	9	9	9	9	9	9	1	1	9	1	5	9	9	4	1	1	1	9	1	1
321	8	1	9	9	9	9	9	8	5	9	9	9	1	3	6	9	9	1	1	1	0
322	1	1	9	9	3	9	9	5	1	9	1	1	7	8	8	4	1	1	2	1	2
323	4	9	9	9	9	9	6	9	9	5	5	8	6	1	1	1	1	1	1	7	3
324	2	9	9	9	9	6	6	6	1	9	9	9	7	1	1	1	9	7	9	9	1
325	7	9	1	9	6	1	2	9	9	1	1	1	1	1	3	1	9	9	9	9	1
326	9	2	6	6	1	9	6	1	9	1	1	1	1	1	9	8	4	1	1	1	1
327	7	9	6	2	9	6	6	9	9	6	1	1	7	1	9	7	1	1	1	1	1
328	6	9	2	9	6	6	6	6	1	6	1	7	1	1	1	9	1	1	1	1	1
329	9	7	2	9	9	1	1	1	1	1	9	3	1	1	9	1	1	1	1	1	1
330	7	6	9	9	2	2	1	2	1	6	9	3	1	9	1	1	1	1	1	1	1
331	7	9	9	2	6	2	2	2	1	6	7	3	1	1	1	1	1	1	1	1	1
332	9	7	9	9	2	4	6	1	4	6	7	9	9	3	1	1	1	1	1	1	1
333	7	9	7	9	4	4	6	2	2	6	6	6	6	1	1	1	1	1	1	1	1
334	9	7	6	7	7	4	2	2	2	6	4	2	1	1	1	1	1	1	1	1	1
335	5	7	9	7	7	4	2	2	2	2	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
336	2	2	2	2	7	4	2	2	2	2	1	2	1	1	1	1	1	1	1	1	1
337	2	2	2	2	7	4	2	2	2	2	2	2	2	1	1	1	1	1	1	1	1
338	2	2	2	7	7	7	2	2	4	2	2	2	2	2	2	1	1	1	1	1	1
339	2	2	2	9	9	2	2	7	2	2	2	2	2	2	1	1	1	1	1	1	1
340	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2	1	1	1	1	1	1	1
$\omega$	290	291	292	293	294	295	296	297	298	299	300	301	302	303	304	305	306	307	308	309	310

Такие резонансы могут возникать от воздействия Луны, Солнца и от высших гармоник гравитационного поля Земли.

Движение КА в невозмущенной задаче интегрируется в квадратурах, а для вычисления возмущений от Луны и Солнца, от высших гармоник гравитационного поля Земли и давления солнечного света со всей необходимой точностью на длительных интервалах времени использовались программы разработанные в АКЦ на базе алгоритмов, приведенных в работе [13]. Для вычисления возмущений от Луны и Солнца использовались алгоритмы, изложенные в работе [14].

**Третий этап (проведение численных расчетов в НПО-Л).** На третьем этапе были согласованы модели и программы численного интегрирования уравнений движения КРТ в АКЦ и НПО-Л. Окончательный выбор орбиты проводился в НПО-Л, при учете всех ограничений и максимальном учете возмущающих факторов. На каждый месяц года, начиная с 2009 года, проводился поиск условной даты старта КА. Сначала для рас-

сматриваемых условных дат старта определялись диапазоны изменения начальных значений аргумента перигея и долготы восходящего узла, для которых время баллистического существования КА составляло не менее 9 лет. Затем рассчитывался функционал критерия эффективности орбиты  $\Phi$  на выбранные условные даты старта.

Окончательно, для каждого месяца 2011 г. на каждые сутки в НПО-Л были проведены расчеты по выбору начальных параметров орбиты, обеспечивающих максимум критерия  $\Phi$ , характеризующего наблюдение небесной сферы, заданное время баллистического существования и длительность затенения.

Для обеспечения синтеза высококачественных изображений с помощью наземно-космического интерферометра необходимо иметь орбиту, параметры которой под воздействием гравитационного возмущения от Луны и Солнца претерпевают бы существенные изменения. Одновременно подобные орбиты обеспечивают большое разрешение интерферометра и высокое качество изображения, т.к. проекция вектора Земля-КА на кар-

Таблица 2

Дата старта	30.XI.09	1.XII.09	2.XII.09	3.XII.09
Долгота восходящего узла, град	331	306	354	344
Функционал качества орбиты	19940	19337	19454	19659

тинную плоскость в направлении на исследуемый источник пробегает все значения как по модулю (от нуля до нескольких сот тысяч километров), так и по позиционному углу.

Синтез наилучшей орбиты рассматривался в постановке поиска экстремума функционала качества  $\Phi^{\text{opt}} = \text{extr } \Phi(\mathbf{X}, \mathbf{Y})$ ,  $\mathbf{X} \in D$ ,  $\mathbf{Y} \in S$ ,  $\mathbf{X} = \{x_1, \dots, x_6\}$  – начальные элементы орбиты КА, управляющие переменные. Допустимая область изменения  $D$  управляющих переменных определяется системой равенств и ограничений  $F_i(\mathbf{X}) \{ \leq, =, \geq \} b_i$ ,  $i = 1, 2, \dots, n$ . Эта система соответствует требованиям и ограничениям к орбите КА со стороны ракеты-носителя, разгонного блока, времени активного существования, энергетическо-массовых характеристик КА и режимов функционирования бортовых систем КА, наземного сегмента управления.

При выборе начальных параметров рабочей орбиты КА *Спектр-Р* необходимо учитывать следующие ограничения: длительность космического эксперимента не менее 5 лет; время баллистического существования не менее 9 лет; длительность затенения на витке не должна превышать 2 часов (с учетом возможного проведения коррекции фазирования); высота апогея рабочей орбиты 300000–360000 км; время баллистического существования и длительность затенения на витке должны обеспечиваться с учетом рассеивания начальных параметров рабочей орбиты при выведении, составляющего порядка 8 ч по периоду обращения (на уровне  $3\sigma$ ), при этом суммарное приращение характеристической скорости всех коррекций не должно превышать 60 м/с.

Условия проведения наблюдений соответствуют дискретному множеству параметров  $S$ , определяющих конструкцию функции качества. При выборе начальных параметров рабочей орбиты необходимо максимизировать значение  $\Phi$ , которое является критерием качества орбиты.

Параметры рабочей орбиты условно можно разделить на две группы: константы и управляющие переменные. Константами являются: наклонение орбиты, определяемое широтой точки старта (космодром Байконур), принята равной  $51.4^\circ$ ; начальная высота перицентра определяется энергетическими возможностями разгонного блока и принята равной 400 км. В качестве управляющих переменных выбраны аргумент перицентра и долгота восходящего узла. Высота апоцен-

тра варьируется в пределах 300–360 тыс. км и определяется энергетическими возможностями разгонного блока. Таким образом, необходимо выбрать начальные элементы орбиты КА, максимизирующие критерий качества орбиты с учетом всех поставленных ограничений. Для определенности был взят диапазон условных дат старта: 30.XI–3.XII.2009 года.

Сначала для рассматриваемых условных дат старта были определены диапазоны изменения начальных значений аргумента перигея и долготы восходящего узла, внутри которых время баллистического существования составляло не менее 9 лет. Результаты этих расчетов представлялись в виде таблиц. Пример расчетов на 30.XI.2009 г. приведен в табл. 1.

В этой таблице для каждого сочетания начальных значений аргумента перигея и долготы восходящего узла приведены времена баллистического существования в сутках. Затенены те сочетания начальных параметров, для которых время баллистического существования не меньше 9 лет.

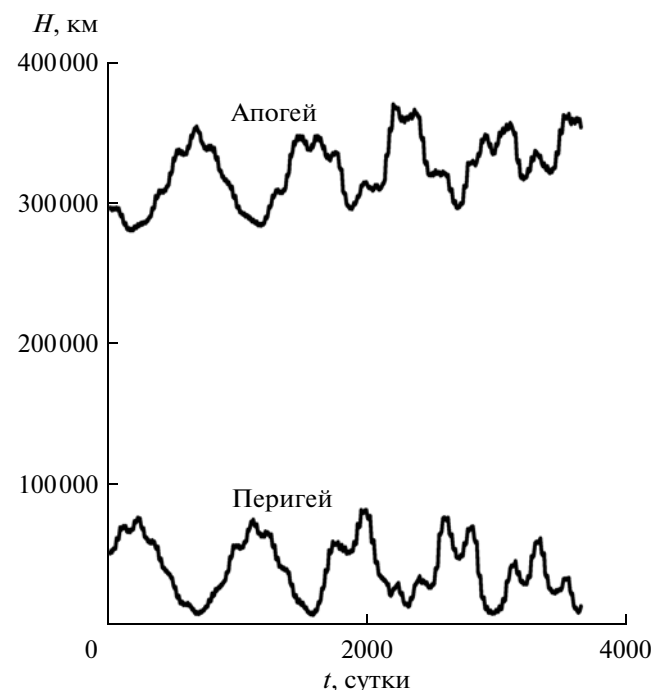


Рис. 2. Эволюция высоты перигея  $H_p$  и высоты апогея  $H_a$  орбиты.

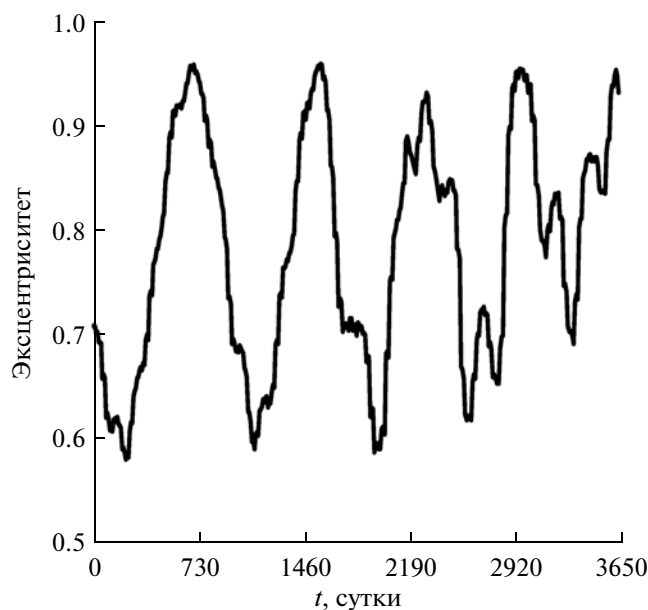


Рис. 3. Эволюция эксцентриситета орбиты КРТ.

Для упрощения процесса подготовки бортовых систем КА к пуску были выбраны те значения аргумента перигея, при которых во все рассматриваемые условные даты старта будет одно и тоже значения аргумента перигея. После этого из полученных значений аргумента перигея было выбрано то, при котором выполняется условие по максимальной длительности времени нахождения в тени Земли ( $\leq 2$  ч) и максимально значение функционала критерия качества. В рассматриваемом диапазоне условных дат старта начальное значение аргумента перигея принято равным  $292^\circ$ .

Вариация управляющих переменных в области их допустимых значений и поиск максимума критерия качества орбиты показали, что для каждой условной даты старта существует оптимальное значение долготы восходящего узла орбиты. Эти значения сведены в табл. 2.

С учетом оптимизации перечисленных выше требований и ограничений, а также возможностей ракеты-носителя были выбраны следующие начальные параметры рабочей орбиты КА:

Высота перигея, км	400.0
Высота апогея, км	330000.0
Наклонение, град	51.4
Аргумент перигея, град	292.0
Долгота восходящего узла, град	(см. табл. 2)
Период обращения, ч	205.0

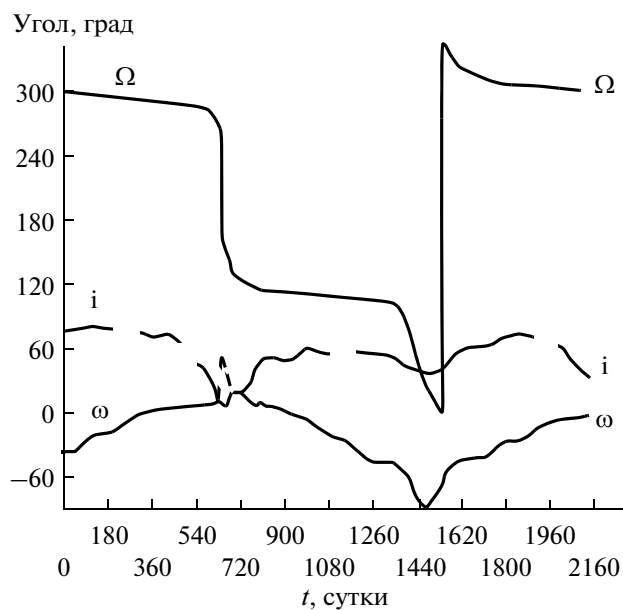


Рис. 4. Эволюция угловых параметров.

При вычислении функционала оценивались его составляющие для различных проекций базы на  $(uv)$ -плоскость. Рассматривалось 7 интервалов  $I(i)$  изменения этой проекции базы на  $(uv)$ -плоскость: 0 – 5000 км, 5000 – 15000, 15000 – 50000, 50000 – 150000, 150000 – 200000, 200000 – 250000 и 250000 – 450000 км.

Таким же образом рассчитывался функционал на 18.VII.2011 г. В результате оптимизации были

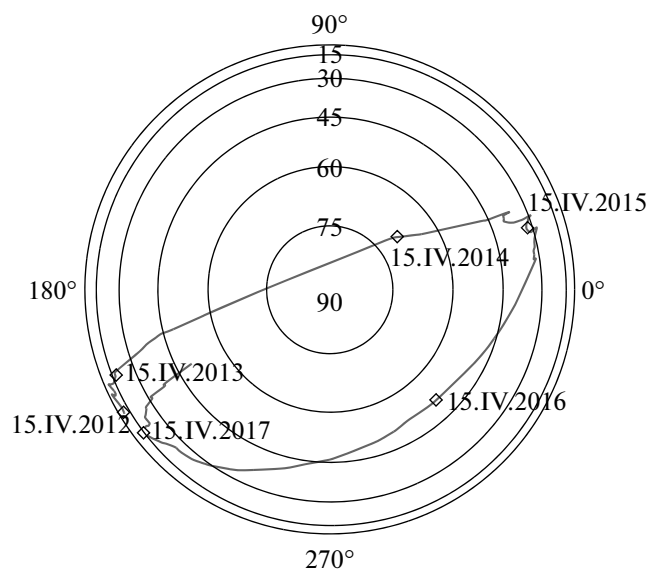


Рис. 5. Эволюция проекции направления вектора нормали к плоскости орбиты на небесную сферу.



Таблица 3

Величина	Значение
Дата и время (МДВ) старта	18.VII.2011 05.31.18
Дата и время (МДВ) отделения	18.VII.2011 09.06.58,6
Высота апоцентра, км	333455
Высота перицентра, км	578
Аргумент перигея, град	302.02
Наклонение орбиты, град	51.57
Долгота восход. узла, град	342.2
Период обращения, сут	8.32

выбраны следующие начальные параметры рабочей орбиты:  $H_a = 330000$  км;  $H_p = 600$  км;  $\omega = 302^\circ$ ;  $i = 51.57^\circ$ ;  $\Omega = 342.2^\circ$ ;  $t_0 = 05.31.18$  (МДВ). При этом время баллистического существования составляет не менее 9.6 лет, а критерий качества  $\Phi = 16208$ .

Под воздействием гравитационных возмущений от Солнца, Луны и нецентральности гравитационного поля Земли параметры рабочей орбиты КА претерпевают существенные изменения.

На рис. 2–4 приведены графики эволюции основных параметров номинальной орбиты в течение девяти лет от момента коррекции орбиты в марте 2012 г. На рис. 5 показана эволюция направления вектора нормали к плоскости орбиты на небесную сферу. Как видно из этих рисунков, эволюция элементов рабочей орбиты носит периодический характер с периодом порядка 900 сут.

В качестве начальных условий были приняты номинальные начальные значения параметров орбиты после выведения для даты старта 18.VII.2011 г. По оси абсцисс на графиках отложено время существования КА в сутках (от момента отделения КА от РБФ). Реальные элементы орбиты на момент отделения приведены в табл. 3.

Так как такие (сильно эволюционирующие) орбиты чрезвычайно зависят от начальных данных, то небольшой недобор высоты перигея (см. табл. 3) привел к тому, что КА на реализованной орбите мог прекратить свое существование в конце 2013 года. Чтобы этого не произошло, 1.III.2012 г. была проведена коррекция орбиты.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе показана принципиальная возможность практической реализации высокоапогейной и сильно эволюционирующей орбиты проекта “РадиоАстрон” при использовании предусмотренных проектом технических средств.

Разработана методика оценки качества орбит для наземно-космических радиointерферометров. Разработаны алгоритмы и программы на-

правленного перебора параметров орбит на основе таких оценок для поиска орбит с требуемыми свойствами. Построены орбиты, обеспечивающие хорошие условия для наблюдения источников, лежащих в окрестностях северного и южного полюсов Галактики.

Были проведены работы по проектированию такой орбиты для проекта “РадиоАстрон” с радиусом апогея до 360 тыс. км. Разработаны алгоритмы и программы для построения периодических решений ограниченной задачи трех тел для плоского и пространственного случаев. С помощью этого программного обеспечения построены различные семейства периодических решений. Показано, что даже у орбит с апогеем, меньшим 300 тыс. км, то есть формально не попадающих в сферу действия Луны, возможно интенсивное движение линии апсид. В качестве орбит, перспективных для использования в проекте “РадиоАстрон”, выделены орбиты с периодом 9 сут.

Так технические характеристики ракеты-носителя “Зенит” и разгонного блока “Фрегат-СБ” позволили обеспечить вывод КРТ на орбиту с начальным апогеем 333455 км. Изучение зависимости эволюции орбиты от момента старта показало, что основной вклад в эволюцию орбиты обеспечивается Луной и для каждого месяца можно найти момент старта, обеспечивающий оптимальную эволюцию орбиты для выполнения научной программы. Технические возможности маломощной двигательной установки обеспечивают необходимую коррекцию орбиты для поддержания требуемой эволюции с учетом реальных измерений параметров орбиты в процессе миссии. Показано, что для сокращения длительности тени достаточно использования небольшого импульса от КДУ и в дальнейшей работе планируется проведение явного моделирования включения КДУ для обеспечения этих целей. Таким образом, технические возможности проекта позволяют реализовать высокоапогейную орбиту (с сильной эволюцией оскулирующих элементов) и обеспечить решение научных задач миссии.

При проектировании орбиты давление солнечного света и сила от разгрузки кинетического момента маховиков системы стабилизации не учитывались, так как они существенно зависят от программы наблюдений. Поэтому примерно один раз в полгода или год требуется коррекция орбиты КА. Успешный запуск КА *Спектр-Р* 18.VII.2011 г. и его функционирование на рабочей орбите в течение более двух лет показали правильность разработанной методики выбора начальных параметров рабочей орбиты и ее конкретной реализации.

Авторы выражают благодарность за многочисленные плодотворные обсуждения вопросов выбора орбиты для космического радиотелескопа,

которые продолжались в течение двух десятилетий: Белецкому В.В., Вашковьяку М.А., Егорову В.А. и Сазонову В.В. из ИПМ РАН, а также сотрудникам ГАИШ МГУ Емельянову Н.В. за полезное обсуждение вопросов по орбите Эйлера и Чазову В.В. за проведение контрольных расчетов в рамках этой задачи при учете давления солнечного света.

Проект “РадиоАстрон” осуществляется Астрономическим центром ФИАН им. П.Н. Лебедева и НПО им. С.А. Лавочкина по контракту с Российским космическим агентством совместно со многими научно-техническими организациями в России и других странах.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Седов Л.И.* Орбиты космических аппаратов в сторону Луны // Искусственные спутники Земли. 1960. Вып. 5. С. 3.
2. *Лидов М.Л.* Эволюция орбит искусственных спутников планет под действием гравитационных возмущений внешних тел // Искусственные спутники Земли. 1961. Вып. 8. С. 5.
3. *Вашковьяк М.А., Лидов М.Л.* Об эволюции некоторых типов орбит ИСЗ // Космич. исслед. 1990. Т. 28. № 6. С. 803–807. (Cosmic Research. P. 689).
4. *Крейсман Б.Б.* Об оценке орбит для наземно-космического радиоинтерферометра. Препринт ФИАН. 1996. № 61.
5. *Крейсман Б.Б.* О симметричных периодических решениях плоской ограниченной задачи трех тел. Препринт ФИАН. 1997. № 66.
6. *Кардашев Н.С., Крейсман Б.Б., Пономарев Ю.Н.* Новая орбита и новые возможности проекта “Радиоастрон” // Радиоастрономическая техника и методы. М.: ФИАН, 2000 (Труды ФИАН, Т. 228).
7. *Marsh J.G. et al.* The GEM-T2 Gravitational Model // Geophys. Res. 1990. V. 95. N B13. P. 22043–22071.
8. *Standish E.M. et al.* JPL Planetary and Lunar Ephemerides DE403/LE403 // JPL Inter Office Memorandum. 1995. № 314. P. 10–124.
9. *Аксенов Е.П., Гребенников Е.А., Демин В.Г.* Общее решение задачи о движении искусственного спутника в нормальном поле притяжения Земли // Искусственные спутники Земли. 1961. Вып. 8. С. 64.
10. *Аксенов Е.П.* Теория движения искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1977.
11. *Lemoine F.G., Kenyon S.C., Factor J.K. et al.* The Development of the Joint NASA GSFC and National Imagery and Mapping Agency (NIMA) Geopotential Model EGM96. /NASA/TP-1998-206861. 1998. Goddard Space Flight Center, Greenbelt, Maryland. <http://www.nima.mil/GandG/wgs-84/egm96.html>
12. *Standish E.M., Newhall X.X., Williams J.G., Folkner W.F.* JPL Planetary and Lunar Ephemeris, DE405/LE405 // JPL Inter office Memorandum. 1998. № 312. F-98-048. P. 1–28.
13. *Аксенов Е.П., Емельянов Н.В., Тамаров В.А.* Практическое применение промежуточной орбиты спутника. Формулы, программы, тесты // Труды ГАИШ МГУ. 1988. Т. 59. С. 3–40.
14. *Аксенов Е.П., Чазов В.В.* Модель движения ИСЗ. Главная проблема. Основные алгоритмы. М.: МГУ, ГАИШ, АИ РАН. 2011. С. 188.