

ЭВОЛЮЦИЯ И УСТОЙЧИВОСТЬ ОРБИТ КОСМИЧЕСКОГО СЕГМЕНТА ПЕРСПЕКТИВНЫХ АСТРОФИЗИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

КОВКОВ Джордж Владимирович – Центральный научно-исследовательский институт машиностроения, заместитель генерального директора

George V. KOVKOV – Central Research Institute for Machine-building, deputy general director

МАЛЫШЕВ Вениамин Васильевич – Московский авиационный институт (государственный технический университет), заведующий кафедрой, д.т.н., профессор
Тел.: 499 158-4797.

Veniamin V. MALYSHEV – Moscow Aviation Institute (State Technical University), faculty director, doctor, professor
Phone.: 499 158-4797

ФЕДОРОВ Александр Викторович – Московский авиационный институт (государственный технический университет), доцент
Тел.: 499 1584797

Alexandr V. FEDOROV – Moscow Aviation Institute (State Technical University), associate professor
Phone.: 499 1584797

Объектом исследований является баллистическая схема построения перспективных астрофизических комплексов – радиоинтерферометров. Проведен анализ возмущенного движения пространственно разнесенных модулей. Предложен способ использования возмущений для максимизации плеча радиоинтерферометра, образованного парой космических аппаратов, размещаемых на высоких круговых и высокоапогейных эллиптических орбитах.

Ballistic layout for advanced astrophysical space system is under consideration. Spatially scattered spacecraft orbits dynamics is analyzed. An approach to maximize an arm of a radio interferometer at the expense of a high apogee orbit disturbance is suggested. Numerical simulation results are given.

Ключевые слова: астрофизический комплекс, высокая круговая орбита, высокая эллиптическая орбита, эволюция, устойчивость, космическая группировка.

Key words: astrophysical complex, high apogee orbit, high circular orbit, stability, evolution, space segment.

Введение

Астрофизический комплекс использует наземные и внеатмосферные инструменты, осуществляющие наблюдения объектов глубокого космоса в различных диапазонах спектра. Вместе они образуют космическую обсерваторию. Космический сегмент обсерватории представляет один или несколько космических аппаратов (КА), несущих научные инструменты получения информации, которая передается для обработки в наземные центры. Космическая обсерватория работает как гигантский интерферометр с базой между космическим аппара-

том и системой наземных радиотелескопов. Он позволяет достичь исключительно высокого углового разрешения и построить изображения небесных объектов с высочайшей детальностью. Размещение на геоцентрических орбитах двух и более КА теоретически позволит построить интерферометр с большей базой, чем при использовании только одного КА. Практически это возможно при условии устойчивости группировки, когда для поддержания орбитальной структуры коррекции движения либо не используются, либо их количество сведено к минимуму с целью снижения массы КА.

Чтобы выбрать параметры орбит астрофизических КА, необходимо определить классы орбит, в которых следует искать баллистические структуры астрофизических КА. Для этого целесообразно рассмотреть как уже реализованные, так и находящиеся в стадии реализации проекты астрофизических комплексов.

Анализ ряда проектов построения перспективных астрофизических комплексов ЕКА, НАСА и РКА позволяет утверждать, что они используют (или будут использовать) один или несколько космических аппаратов, размещаемых на:

- низкой околоземной орбите (Hubble);
- геостационарной орбите (IUE);
- высокоапогейной орбите (Астрон, Спектр-Р, ISO, Cluster, Integral);
- гелиоцентрической орбите (LISA);
- в точках Лагранжа системы «Земля-Солнце» (SOHO, Darwin).

Выбор баллистической схемы построения орбитального сегмента астрофизического комплекса в первую очередь определяется целями (задачами) и используемой аппаратурой, позволяющей решить задачи исследований. Во вторую очередь – это ограничения, связанные с возможностью выведения полезной нагрузки на рабочие орбиты.

Из многообразия задач проектирования астрофизических комплексов выделим создание радиointерферометра со сверхбольшим плечом. Плечо радиointерферометра – расстояние между телескопами, размещенными либо на Земле, либо на околоземной орбите. В проекте «Спектр-Р» РКА при использовании наземного и одного космического телескопа в максимуме удаления КА от Земли на высокоапогейной орбите плечо интерферометра составит примерно 330 000 км.

В данной работе приведены некоторые результаты исследования эволюции и устойчивости орбит космического сегмента астрофизического комплекса с высотами порядка 200 000 ÷ 350 000 км с одним или двумя КА, размещаемого на высоких круговых орбитах (ВКО) и (или) высокоапогейных орбитах (ВАО).

Рассмотрим влияние начальных условий движения пары КА на ВКО на эволюцию орбит на длительном (2 года) интервале времени.

1. Влияние начальных условий движения на устойчивость плеча интерферометра

Можно утверждать, что стабильность движения, а тем самым, расстояния между КА, которые образуют плечо радиointерферометра, будет зависеть от угла между плоскостями орбит Луны и КА. В общем случае этот угол зависит как от накло-

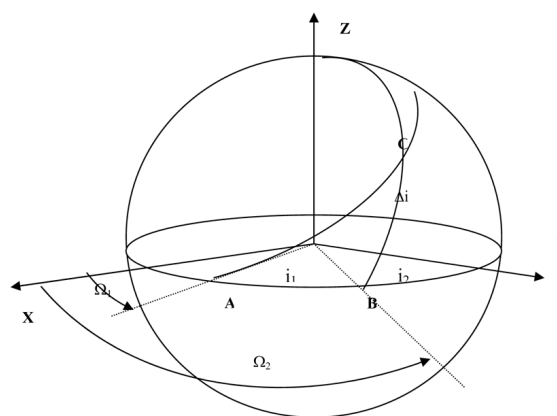


Рис. 1. К определению угла между плоскостями орбит

ния плоскости орбиты к экватору, так и от долготы восходящего узла. Геометрия угла Δi между плоскостями показана на рис. 1, из которого видно, что его значение можно найти из решения сферического треугольника ABC :

$$\sin \Delta i = \sin(\Omega_2 - \Omega_1) \sin(\pi - i_2) \sqrt{1 + x^2},$$

где

$$x = \frac{\sin i_1 \cos(\pi - i_2) + \cos i_1 \cos(\Omega_2 - \Omega_1)}{\sin(\Omega_2 - \Omega_1)}.$$

При обращении знаменателя в нуль задача вырождается, а угол между плоскостями определится очевидным образом:

$$\Delta i = \begin{cases} |i_2 - i_1|, & \Omega_1 = \Omega_2 \\ \pi - (i_1 + i_2), & \Omega_2 - \Omega_1 = \pi. \end{cases}$$

Взаимная перпендикулярность плоскостей группировки и Луны обеспечивается при разности узлов орбит Луны и КА 180° при наклонении орбиты группировки 66.5° , которое соответствует среднему наклонению орбиты Луны к экватору Земли 23.5° .

Рассмотрим характер эволюции высокой круговой орбиты (ВКО) при начальной дате (эпохе) системы 20 июня 2006 года 0 час GMT.

Координаты Луны в АГЭСК $(x, y, z) = (369986 \ 17029 \ 9118)$ км, что примерно соответствует восходящему узлу.

Координаты Солнца в АГЭСК $(x, y, z) = (6358692 \ 139327403 \ 60436760)$ км.

Плоскость орбиты КА имеет наклонение 66.5 град. В начальный момент времени КА1 находится в восходящем узле, а КА2 – в нисходящем узле

орбиты. Таким образом, начальное расстояние между КА равно максимально возможному для заданной высоты орбиты.

Взаимное положение орбит Луны и КА будем задавать варьированием долготы восходящего узла группировки в АГЭСК.

Определяющие возмущения – гравитационные поля Луны, Солнца и зональная гармоника C_{20} .

Эволюция орбиты рассматривается на интервале времени 2 года, высота орбиты варьируется от 200000 км до 300000 км с шагом 50000 км. Их параметры приведены в табл. 1.

На рис. 2 приведены графики, иллюстрирующие эволюцию орбит КА и Луны, а также расстоя-

ния между КА на интервале времени 2 года при начальной высоте орбиты КА 200 000 км. На графиках показаны проекции возмущенных орбит Луны и КА на плоскости OXY , OXZ и OYZ абсолютной экваториальной системы координат. В начальный момент времени КА находится в восходящем узле плоскости. Долгота восходящего узла указана в легенде.

Из представленных графиков видно, что стабильность орбит и расстояния между КА имеет место при долготах восходящих узлов КА в диапазоне $90^\circ < W < 270^\circ$. Кроме того, пучок траекторий КА при $W = 180^\circ$ самый узкий. Напомним, что в этом случае орбиты Луны и КА взаимно

Таблица 1

| Высота, км | Большая полуось, км | Период обращения, сут | Период Луны/ период КА |
|------------|---------------------|-----------------------|------------------------|
| 200 000 | 206378,13700 | 10,8 | 2,52 |
| 250 000 | 256378,13700 | 14,9 | 1,83 |
| 300 000 | 306378,13700 | 19,5 | 1,4 |

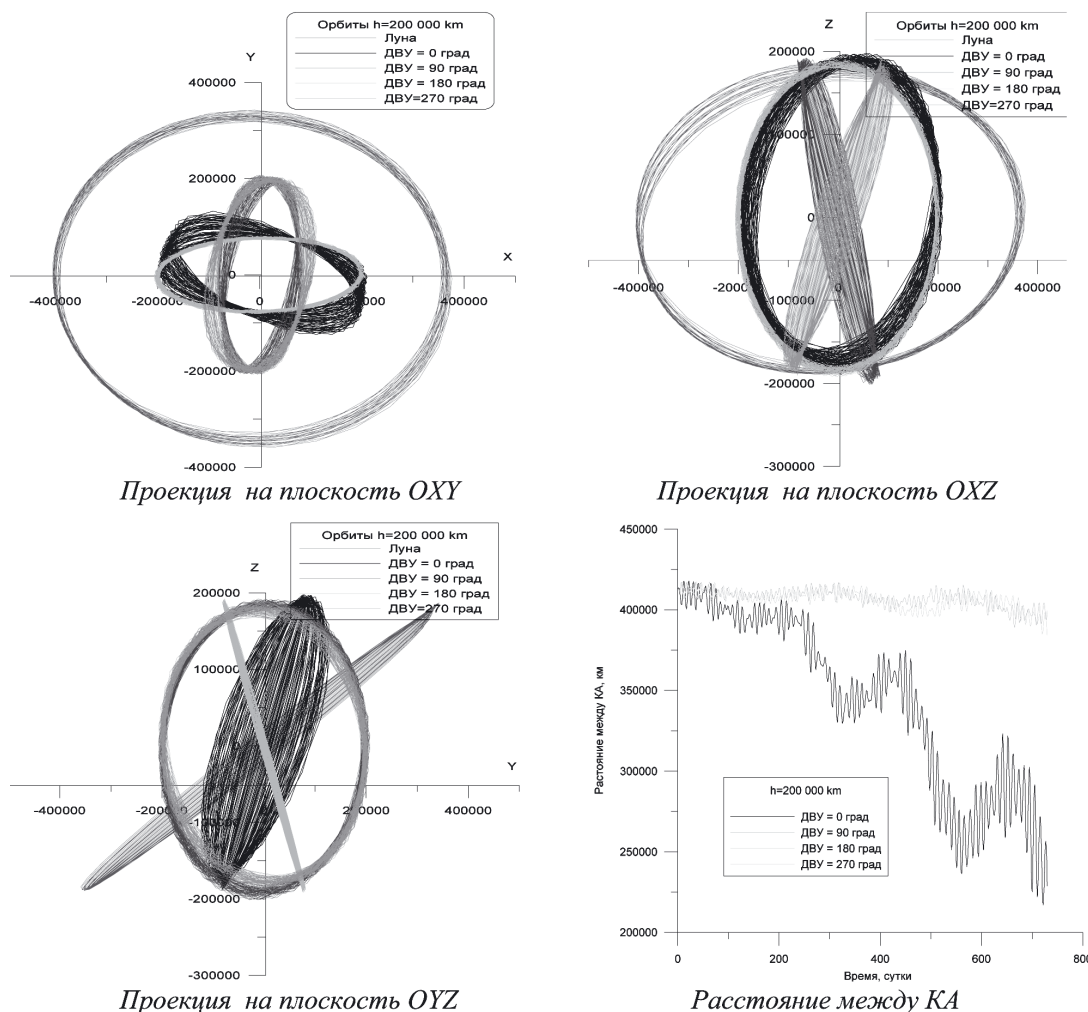


Рис. 2. Эволюция орбит и расстояния между КА при $h = 200\ 000$ км

перпендикулярны. Расстояние между КА слабо колеблется относительно начального расстояния между ними, равного примерно 412000 км.

На рис. 3 приведены графики, иллюстрирующие эволюцию орбит КА и Луны, а также расстояния между КА на интервале времени 2 года при начальной высоте орбиты КА 250 000 км. На графиках показаны проекции возмущенных орбит Луны и КА на плоскости OXY, OXZ и OYZ абсолютной экваториальной системы координат. В начальный момент времени КА находится в восходящем узле плоскости. Долгота восходящего узла указана в легенде.

Отображенные на рис. 3 результаты показывают, что орбита КА, который находится в восходящем узле орбиты с $W = 180^\circ$, стабильна. Она остается почти круговой на интервале времени 2 года при незначительных колебаниях наклона и долготы восходящего узла. Вместе с тем, из графика расстояния между КА следует, что при $W = 180^\circ$ в течение первого года оно уменьшается с 512000 км до 50 000 км, а затем (в течение

следующего года) возрастает до начального. Видно, что зависимость дистанции от времени имеет долгопериодическую составляющую с периодом 2 года и короткопериодические колебания с небольшой амплитудой. При $W = 90^\circ$ и $W = 270^\circ$ долгопериодическая составляющая имеет примерно в три раза большую частоту. Расстояние в среднем изменяется слабо, но амплитуда короткопериодической составляющей увеличивается. Минимальная раскачка амплитуды колебаний расстояния имеет место при $W = 270^\circ$. При $W = 90^\circ$ имеются временные окна, когда расстояние между КА возрастает до 900 000 км. Кардинальное изменение характера эволюции орбит по отношению к высоте 200000 км можно объяснить как изменением периодичности прохождения КА в окрестности Луны, так и совместным влиянием гравитационных полей Луны и Солнца на движение КА.

Моделирование движения при начальной высоте орбит группировки 300 000 км показало, что стабильным оказывается движение только КА1,

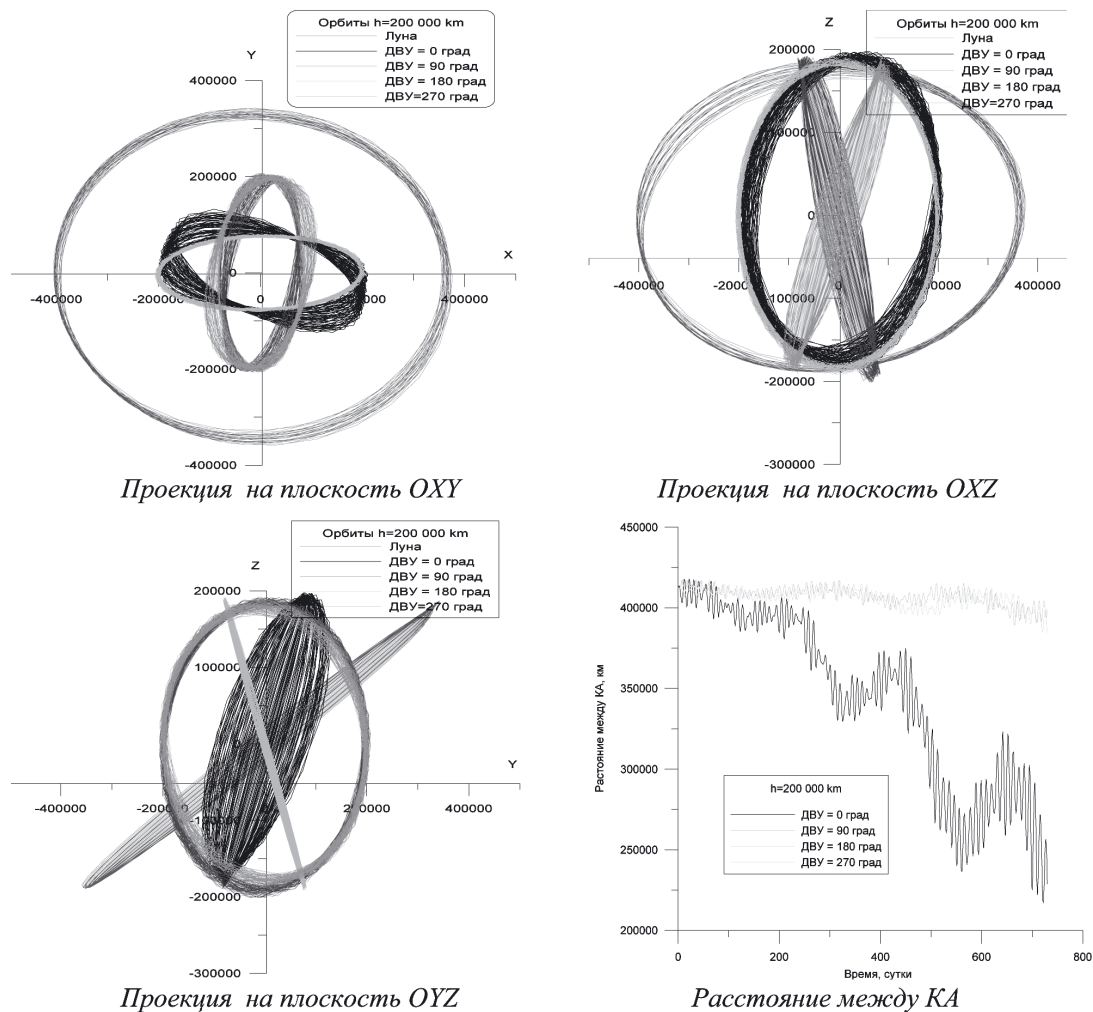


Рис. 3. Эволюция орбит и расстояния между КА при $h = 250\ 000$ км

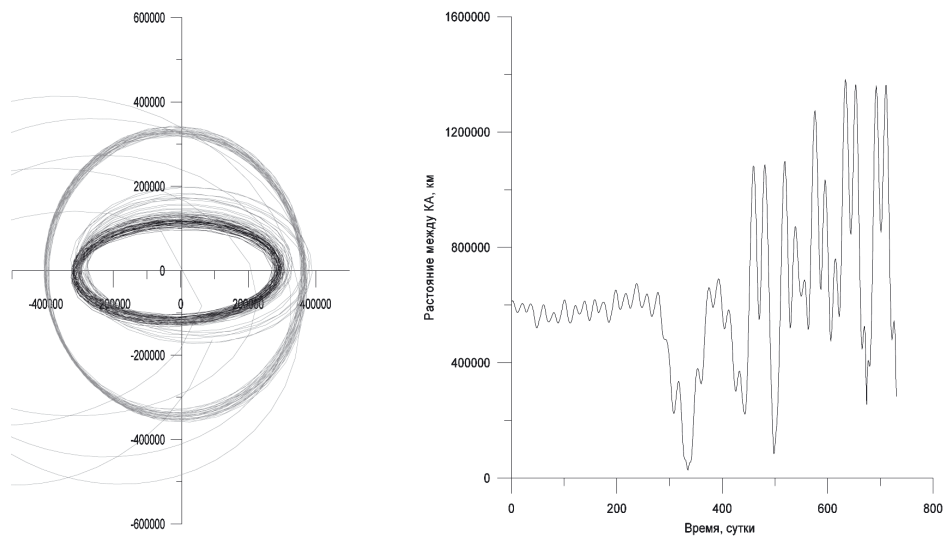


Рис. 4. Эволюция орбит и расстояния между КА при $h=300000$ км, $\Omega=180^\circ$

который в момент старта находится в восходящем узле плоскости $W = 180^\circ$.

На рис. 4 показана проекция орбит Луны и обоих КА на плоскость OXY АГЭСК и эволюция расстояния между КА.

Можно видеть, что если орбита КА1 стабильна, то орбита КА2 деформируется очень сильно. Из графика расстояния между КА видно, что расстояние между КА стабильно в течение примерно 270 суток. Затем следует «провал» до 27000 км, минимум которого приходится на 335-е сутки системы. Далее среднее расстояние начинает возрастать на фоне колебаний. Отметим, что амплитуда колебаний расстояния растет по времени в среднем (т.е. имеется вековая составляющая), причем нижняя и верхняя огибающие колеблются от 100 000 км до 1 300 000 км.

Если условия целевого применения КА заключаются в обеспечении постоянства расстояния между КА, то при базировании группировки на высоте 300 000 км необходимо проведение коррекции периода обращения КА2 через ≈ 270 суток после выведения при условиях, соответствующих принятой выше эпохи системы. Если же условия целевого применения КА благоприятны при мак-

симальном расстоянии между КА, то обнаруженный в результате моделирования характер эволюции можно использовать.

Моделирование возмущенного движения группировки наглядно показывает, что его характер существенно зависит от начального взаимного расположения КА, Луны и Солнца.

2. Анализ перспективных баллистических схем астрофизических комплексов

В данном разделе рассматривается вариант одноплоскостного баллистического построения группировки астрофизических КА на ВЭО и четыре варианта ВКО с начальной высотой 300000 км. В качестве первой перспективной схемы баллистического построения радиоинтерферометра будем рассматривать два КА на ВЭО, аналогичной КА «Спектр-Р». При размещении в одной орбитальной плоскости двух КА с разнесением аргументов перигея на 1800 размер плеча может быть доведен до 672 742 км.

Баллистическая схема показана на рис. 5.

Нетрудно проверить, что плечо более 330000 км с максимумом 672742 км обеспечивается на 75% одного витка, длительность которого состав-

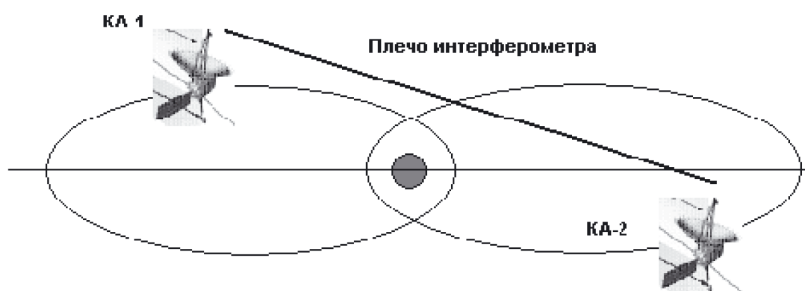


Рис. 5. Баллистическая схема 1

ляет примерно 8 суток (192 часа). Расстояние между КА на ВЭО не постоянно. Оно будет изменяться от минимального, примерно равного 14 000 км (оба КА в перигее), до 660 000 км (оба КА в апогее). Если в системе будет задействован наземный радиотелескоп, то в течение одного витка плечо интерферометра будет в пределах 300 000 – 660 000 км.

В качестве второй схемы рассмотрим два КА, размещаемых на ВКО с высотой 300 000 км в одной или в двух плоскостях (рис. 6).

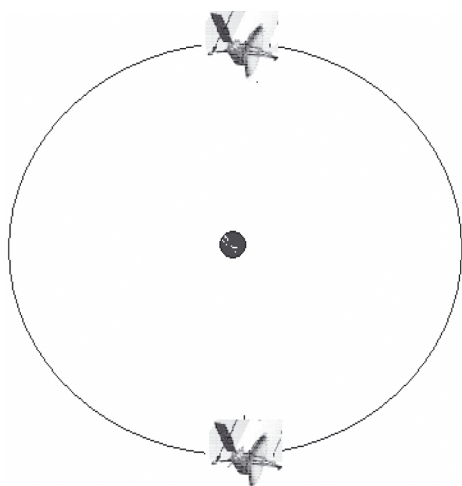


Рис. 6. Баллистическая схема 2

Отметим, что для формирования круговой орбиты с высотой 300000 км из ВЭО с перигеем на высоте 600 км понадобится дополнительно около 0,9 км/с характеристической скорости. В баллистической схеме 2 начальное плечо интерферометра составит 612742 км.

Параметры начальной орбиты КА1 и КА2 для баллистической схемы 1 приведены в табл. 2. В начальный момент времени оба КА находятся на эллиптических орбитах с одинаковыми высотами перигея и апогея и наклоном 51,6 град. Линии апсид обеих орбит в АГЭСК совпадают. Аргументы перигея различаются на 180 град. Оба КА находятся в узлах: КА1- в восходящем, КА2 – в нисходящем.

При моделировании рассматривались различные даты в июне 2007 г. Было получено, что устойчивость группировки имеет место в окрестности дат 05/06/07, 15/06/07 и 30/06/07 плюс/минус сутки от каждой из них. Это связано с начальным расположением двух КА и Луны при выбранной долготе восходящего узла орбиты.

На рис. 7 приведены графики плеча интерферометра для трех рассматриваемых дат на интервале времени 2 года. Период короткопериодических колебаний плеча совпадает с периодом обращения КА по ВЭО. Среднее значение плеча имеет размер

Таблица 2

| Параметр | КА-1 | КА-2 |
|-------------------------|----------|----------|
| Высота перигея, м | 600 | 600 |
| Высота апогея, км | 330 000 | 330 000 |
| Аргумент широты, град | 0 | 180 |
| Аргумент перигея, град | 270 | 90 |
| Долгота восх.узла, град | 0 | 0 |
| Период обращения, сут | 8,168125 | 8,168125 |

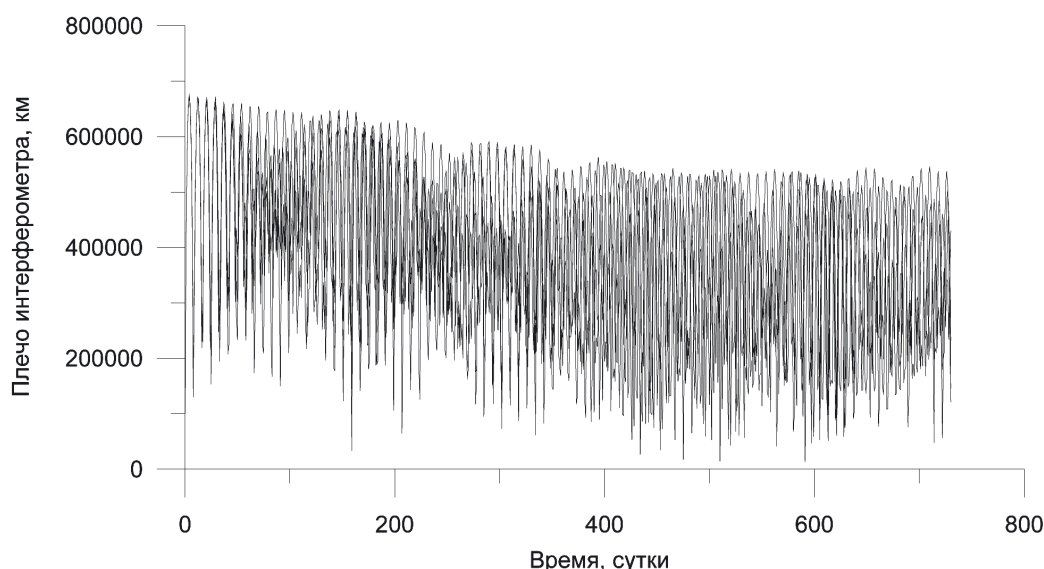


Рис. 7. Эволюция плеча интерферометра за двухлетний период

400000 км. Максимальное значение плеча, соответствующее прохождению апогейных участков, медленно уменьшается от начального максимума 672742 км до 600000 км в конце двухлетнего периода.

На рис. 8 приведены графики эволюции большей полуоси орбит при различных начальных датах. Нетрудно видеть, что большая полуось почти постоянна, что, в свою очередь, говорит и о постоянстве периода обращения. Последнее обеспечи-

вает синхронность движения КА1 и КА2, тем самым упрощая планирование астрофизических экспериментов и сеансов связи с наземным комплексом управления (НКУ). Поведение радиусов апогея и перигея орбит двух КА при различных начальных датах показано на рис. 9 и 10. Видно, что характер изменения радиуса перигея одинаков у обоих КА в любую из рассмотренных дат. Увеличение перигейного расстояния способствует

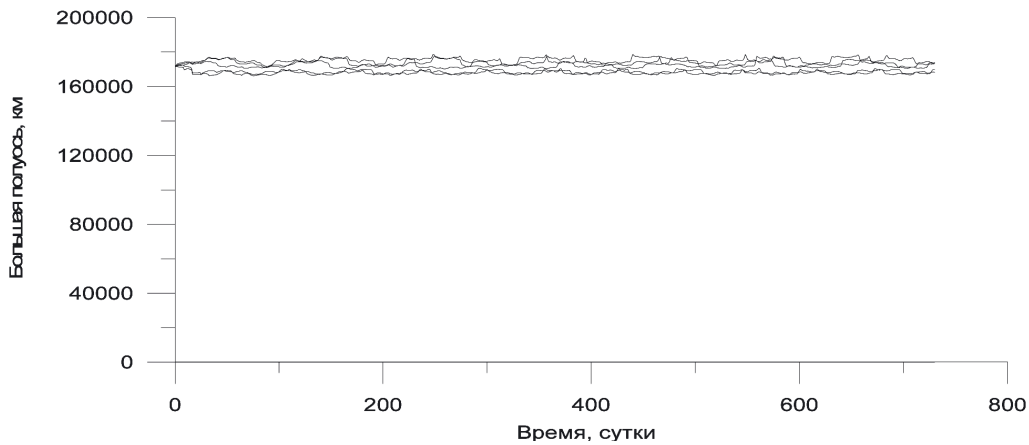


Рис. 8. Эволюция большой полуоси орбит на интервале 2 года

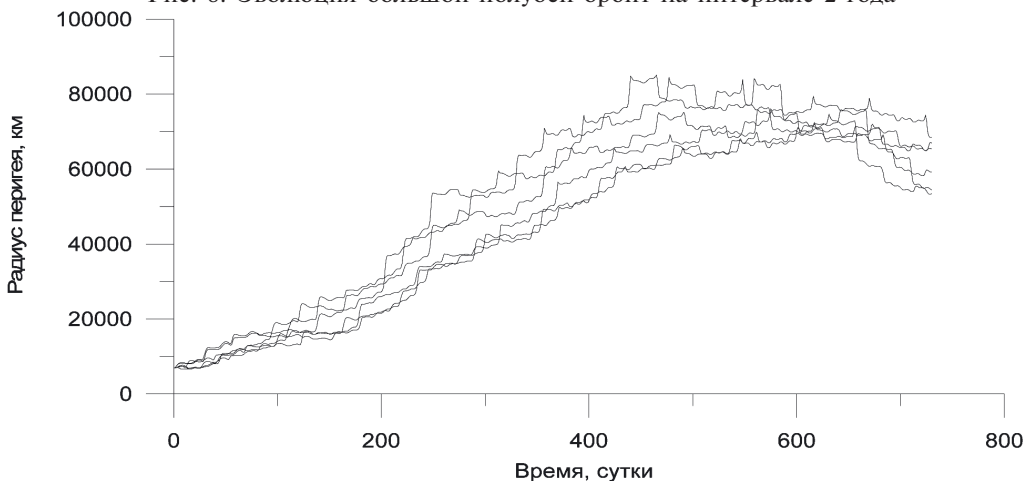


Рис. 8. Эволюция большой полуоси орбит на интервале 2 года

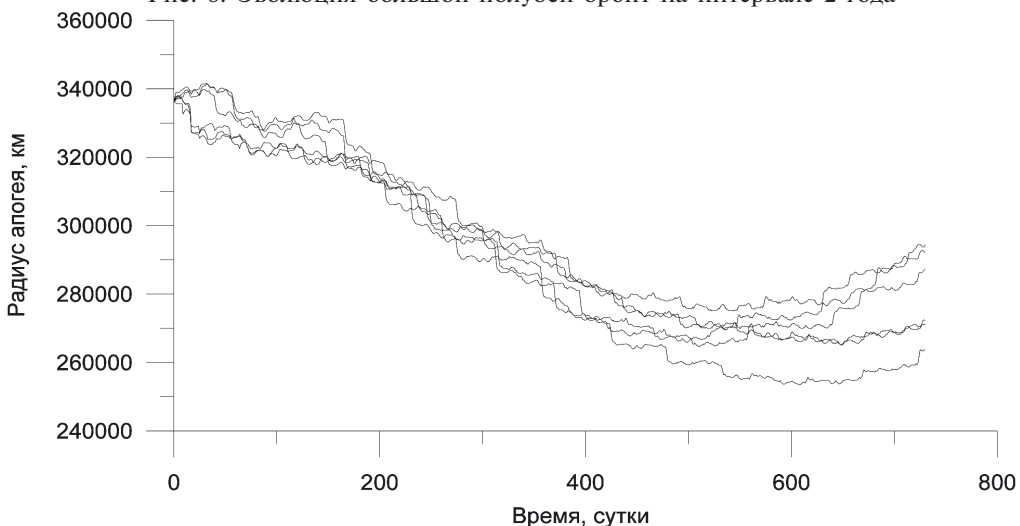


Рис. 9. Радиус перигея КА1 и КА2

«скруглению» орбиты. Об этом же свидетельствует уменьшение апогейного расстояния (рис.10). Характер изменения перигейного и апогейного расстояний не является вековым.

Примерно через 600 суток перигей начинает снижаться, а апогей увеличиваться. Можно предположить, что эти значения имеют длиннопериодическую составляющую, период которой следует уточнить моделированием на интервале от 3 и более лет.

Рассмотрим эволюцию формы орбиты и ее положения в пространстве. Форму орбиты характеризует эксцентриситет, а положение в пространстве – наклонение и долгота восходящего узла. Графики эксцентриситета приведены на рис. 11. Видно, что спустя 600 суток орбита скругляется до эксцентриситета примерно 0,55, а затем снова начинает вытягиваться.

График наклонения показан на рис. 12. Характерен поворот плоскости орбит КА1 и КА2 до почти полярной. В максимуме на примерно 600-е сутки оно составит 80. Затем наблюдается некоторая стабилизация наклонения в районе $700 \div 750$.

При начальной высоте перигея 600 км должно проявиться влияние второй зональной гармоники, которое выражается во вращении линии узлов против вращения Земли. График эволюции долготы восходящего узла, показанный на рис. 13, хорошо иллюстрирует этот эффект. Так, при увеличении перигейного расстояния от 6971 км (высота перигея 600 км) до 26370 км (высота перигея 20000 км) линия апсид поворачивается более чем на 60 град за 200 суток. В дальнейшем скорость вращения линии апсид незначительна – по-

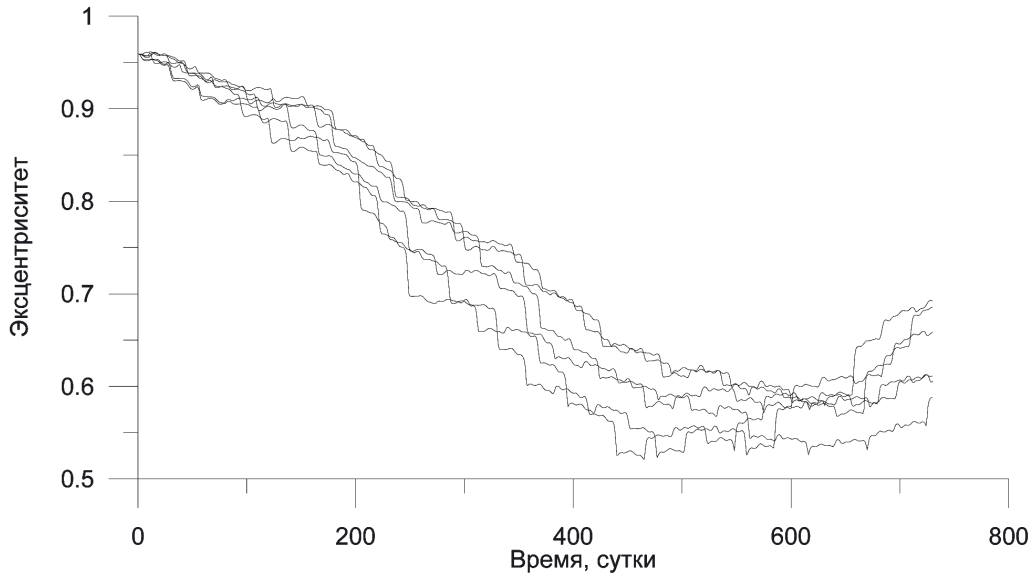


Рис. 11. Эксцентриситет орбит КА1 и КА2

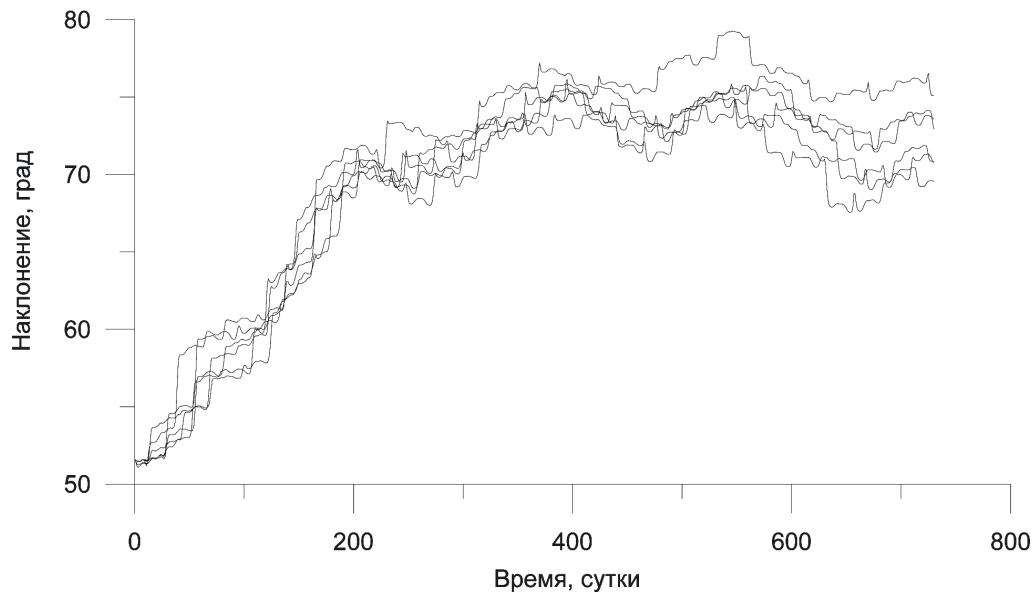


Рис. 12. Наклонение орбит КА1 и КА2 к экватору

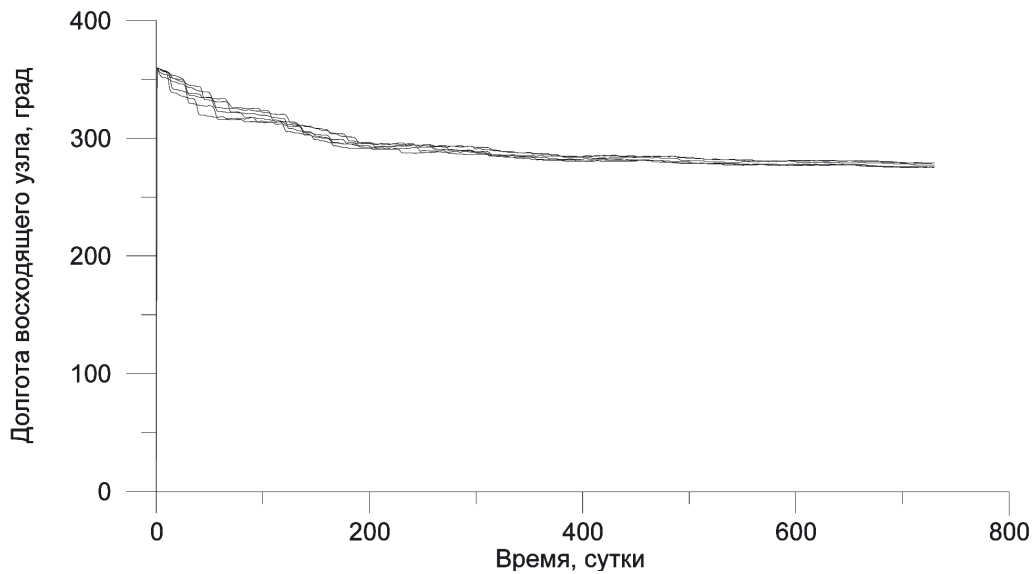


Рис. 13. Долгота восходящего узла орбит КА1 и КА2

ложение плоскости орбиты в пространстве стабилизируется.

Рассмотрим теперь, как ведет себя аргумент перигея, определяющий ориентацию линии апсид. Напомним, что начальные значения аргументов перигея орбит КА1 и КА2 составляют 2700 и 900 соответственно. Именно разнесение аргумента перигея на 1800 обеспечивает максимум плеча при прохождении космическими аппаратами апогейных участков.

Графики эволюции аргумента перигея орбит КА1 и КА2 для наглядности приведены на одном рисунке (рис. 14).

Нетрудно видеть, что поведение аргумента перигея КА1 синхронно поведению аргумента перигея КА2. Тем самым, начальная баллистическая схема космического интерферометра на ВЭО, принятая для исследования в рамках данной работы, стабильна и обеспечивает максимальный размер плеча интерферометра около 600 000 км при среднем его значении 400000 км.

На основе полученных результатов можно сделать следующие выводы.

1. При разности наклонений орбит Луны и КА в пределах до 20 град орбитальная структура разваливается из-за разгона КА до параболической

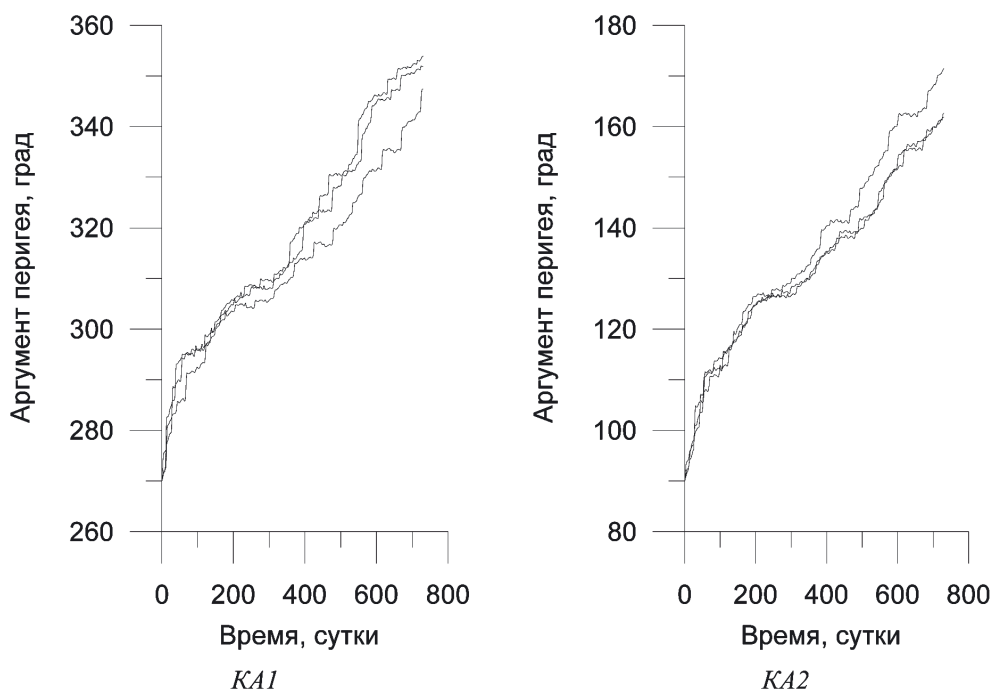


Рис. 14. Аргумент перигея орбит КА1 и КА2

скорости. Устойчивость группировки наблюдается лишь когда начальная плоскость орбиты КА перпендикулярна плоскости орбиты Луны (начальное наклонение составляет 113,5 град). При этом максимальный период стабильности расстояния в пределах $\pm 20\ 000$ км составляет около 120 суток. Затем следует падение расстояния на фоне колебаний, амплитуда которых увеличивается со временем.

2. Одноплоскостная группировка КА на ВЭО устойчива при надлежащем выборе начальной даты ее формирования. В течение лунного месяца существуют окна для выведения КА на устойчивую орбиту.

3. При размерах орбиты $600\text{ км} \times 330\ 000\text{ км}$ средняя длина плеча интерферометра составит $400\ 000\text{ км}$ с максимумом $672\ 700\text{ км}$.

4. Короткопериодические колебания длины плеча имеют период, равный периоду обращения КА (8 суток).

Библиографический список

1. Спутниковые системы мониторинга. Анализ, синтез и управление / В.В.Малышев, В.Т.Бобронников, М.Н.Красильщиков, О.П.Нестеренко, А.В.Федоров; Под ред. В.В.Малышева. – М.: Изд-во МАИ, 2000.

2. Назаренко А.И., Скребушевский Б.С. Эволюция и устойчивость спутниковых систем.- М.: Машиностроение, 1981.

3. Бебенин Г.Г., Назаренко А.И., Скребушевский Б.С. Системы управления полетом космических аппаратов.- М.: Машиностроение, 1978.

Московский авиационный институт
(государственный технический университет)

Центральный научно-исследовательский институт
машиностроения