

Е. А. МИКРИН, М. В. МИХАЙЛОВ, И. В. ОРЛОВСКИЙ, С. Н. РОЖКОВ,
И. А. КРАСНОПОЛЬСКИЙ

СПУТНИКОВАЯ НАВИГАЦИЯ ОКОЛОЛУННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И ОБЪЕКТОВ НА ПОВЕРХНОСТИ ЛУНЫ

Предложена концепция построения глобальной навигационной спутниковой системы Луны (ГНССЛ) с опорой на существующую навигационную инфраструктуру глобальной навигационной системы ГЛОНАСС. В основе предложенного решения – создание орбитальной группировки (ОГ) навигационных спутников (НС) вокруг Земли, обслуживающих как окололунные космические аппараты, так и объекты на лунной поверхности. Исследованы два варианта развертывания ОГ. Проведено моделирование решения навигационной задачи в окрестностях Луны по сигналам предложенной ГНССЛ. Получена оценка точности навигационного решения для всех классов потребителей.

Ключевые слова: ГЛОНАСС, GPS, аппаратура спутниковой навигации, навигация на окололунных орбитах, спутниковая навигация на Луне.

Введение

В настоящее время в России реализуется Федеральная космическая программа на 2016–2025 гг., в которой большое внимание уделено проблемам межпланетных космических полетов, в частности полетов к Луне и ее изучения. Программа предусматривает создание не менее пяти космических аппаратов (КА) для исследования Луны с окололунной орбиты, посадку на ее поверхности автоматических КА, а также доставку образцов лунного грунта на Землю. Кроме того, в 2021 г. планируется начать в беспилотном варианте летные испытания пилотируемого космического корабля нового поколения, одной из задач которого является облет Луны. В дальнейшем программа предусматривает формирование необходимого задела для полномасштабного исследования Луны после 2025 г. и осуществление к 2030 г. высадки человека на Луну.

Космическим полетам к Луне должно предшествовать создание определенной инфраструктуры для их обеспечения. Прежде всего это навигационное обеспечение, позволяющее определять параметры орбиты КА на различных

Микрин Евгений Анатольевич. Доктор технических наук, академик РАН, генеральный конструктор, ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» (г. Королев Московской обл.).

Михайлов Михаил Васильевич. Доктор технических наук, профессор, начальник сектора, ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия».

Орловский Игорь Владимирович. Руководитель научно-технического центра, ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия».

Рожков Сергей Николаевич. Ведущий инженер-программист, ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия».

Краснопольский Илья Андреевич. Инженер-математик, ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия».

Статья по докладу на 11-й Российской мультikonференции по проблемам управления, 2018.

участках полета, а также координаты подвижных объектов, находящихся на поверхности Луны.

В настоящее время решение задачи навигации лунных объектов осуществляется по радиоизмерениям с Земли с помощью измерительных станций, расположенных в различных регионах. Например, американская навигационная система *Deep Space Network* состоит из трех антенных комплексов, расположенных в США, Австралии и Испании, каждый из которых содержит по крайней мере одну 70-метровую антенну (рис. 1), две 34-метровые антенны и три 26-метровые антенны [1].

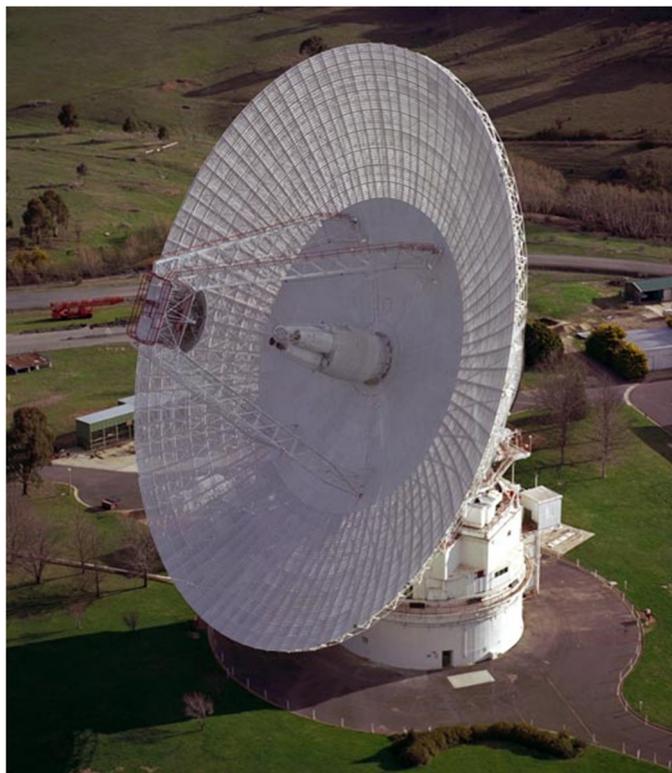


Рис. 1. Антенна навигационной системы *Deep Space Network* в Канберре, Австралия

При непрерывном проведении измерений наземными станциями погрешность определения положения КА на орбитах, чья удаленность сопоставима с удаленностью окололунной орбиты, составляет 50-100 м [2]. Существенным недостатком такой системы являются длительность получения первого решения (более 10 ч) и необходимость заранее планировать навигационные измерения. Очевидны также техническая сложность такой системы, отсутствие автономного навигационного решения на борту КА, а кроме того, значительная стоимость навигационного обеспечения лунных миссий. В последнее время в научной литературе, например [3, 4], прорабатывается возможность создания окололунной навигационной спутниковой системы, функционирующей по принципу ГЛОНАСС или GPS. Например, система из 24 НС с высотой орбиты 5-6 тыс. км и наклоном $\sim 60^\circ$ обеспечит возможность определения параметров низких орбит окололунных КА и подвижных объектов на поверхности Луны. При этом покрытие поверхности Луны, обеспечиваемое такой системой, будет аналогич-

но покрытие Земли системой ГЛОНАСС. Вместе с тем из-за гравитационного воздействия Земли такие орбиты оказываются неустойчивыми. Сильно меняются эксцентриситет орбиты, ее высота и наклонение. На рис. 2 показаны графики изменения ряда параметров орбиты и величин основных возмущений, действующих на НС на интервале ~20 лет.

Графики получены путем моделирования движения НС с учетом разложения аномальной части геопотенциала Луны в ряд по сферическим функциям порядка 70×70 , гравитационного влияния Земли и Солнца, сил солнечного давления. Из приведенных графиков видно, что полуось орбиты в течение всего времени остается близка к начальной величине. За ~2 года эксцентриситет орбиты возрастает от 0 до 0,7, высота периселения уменьшается практически до 0, наклонение орбиты меняется от 60° до 35° . Величина гравитационного ускорения, обусловленная влиянием Земли, находится в диапазоне $\pm 1,5 \cdot 10^{-4} \text{ м/с}^2$, что составляет ~0,2 % от величины центрального поля для такой орбиты, и в ~150 раз превышает гравитационные солнечные возмущения. Орбита может поддерживаться с помощью коррекций.

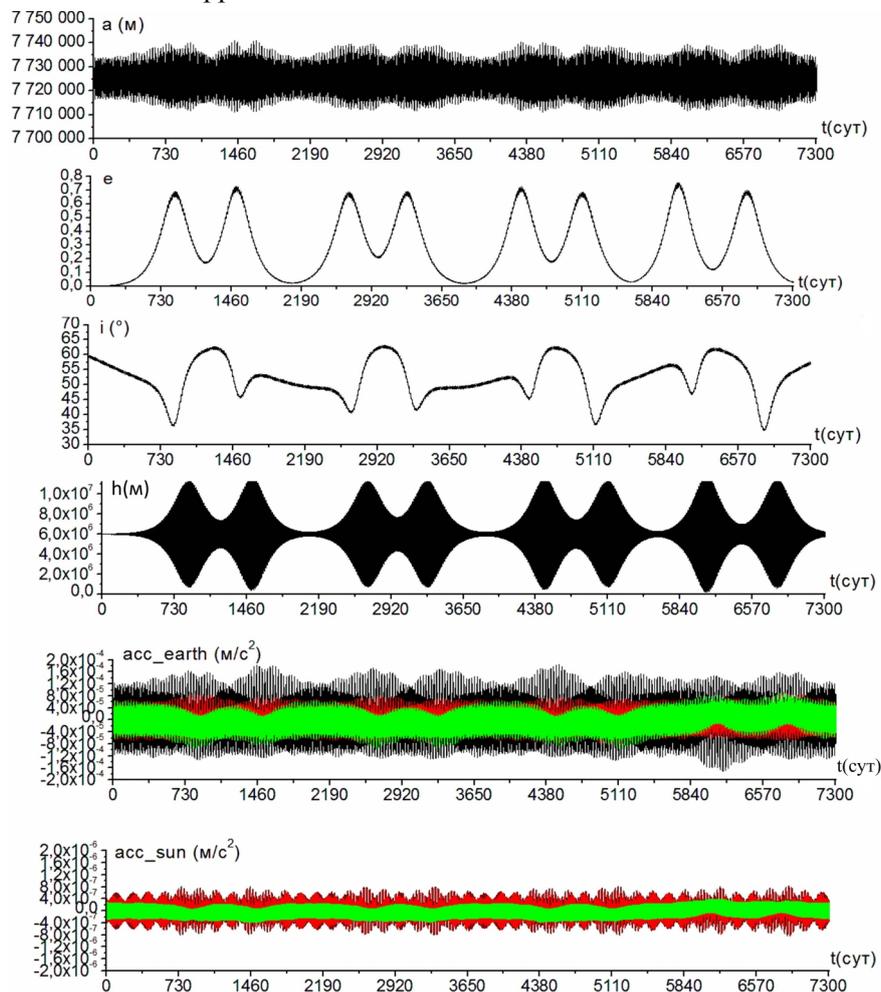


Рис. 2. Графики изменения параметров окололунной орбиты высотой 6000 км и наклонением 60° на интервале 20 лет (сверху вниз): a – большая полуось; e – эксцентриситет; i – наклонение; h – высота; acc_earth – ускорение от Земли; acc_sun – ускорение от Солнца в международной системе координат Moon ME

Коррекции могут выполняться с интервалом ~50-100 сут. Поддержание рассматриваемой лунной орбиты также делится на независимое поддержание формы орбиты (эксцентриситет) и наклона. Суммарный импульс в первом случае (для нулевого эксцентриситета) составляет ~4 м/с за год, а во втором (для постоянного наклона) – 80 м/с за год. Чтобы увеличить продолжительность существования спутниковой группировки, в работах [3, 4] предлагается рассматривать более низкие орбиты (высотой от 1 до 4,2 тыс. км) с меньшим наклоном – 58°. Однако уменьшение высоты и наклона приводит к ухудшению покрытия и снижению точности навигации. При малых высотах НС для облуживания более высотных КА требуется обеспечить изотропное излучение сигналов НС (во всю сферу), что усложняет НС и навигационную аппаратуру потребителя на целевом КА.

В настоящей статье сформулирована альтернативная концепция решения навигационной задачи на окололунных орбитах и поверхности Луны. Предлагается НС располагать не на лунных орбитах, а на околоземных. Например, в качестве НС могут использоваться доработанные спутники ГЛОНАСС, на которых кроме антенн, передающих навигационные сигналы на Землю, устанавливаются остронаправленные антенны, следящие за центром Луны. При этом на Луну передается стандартный сигнал системы ГЛОНАСС (аналогичный передаваемому сигналу на Землю), а лунные потребители используют стандартную аппаратуру с доработанным ПО. Необходимая мощность сигнала обеспечивается за счет узкой диаграммы направленности лунной антенны НС (при необходимости может быть увеличена и мощность передатчика).

Если НС, установленные на окололунных орбитах, обеспечивают одномоментную трехмерную навигацию, то НС, установленные на околоземных орбитах, одномоментно обеспечивают двухмерную навигацию в плоскости, нормальной к линии Земля–Луна. Для одномоментного решения задачи двухмерной навигации достаточно принять сигналы от трех разнесенных НС. Конфигурация спутников ГЛОНАСС всегда обеспечивает двухмерное решение задачи навигации окололунных объектов. Значительное увеличение пространственной базы, величина которой равна диаметру орбиты НС (~50000 км для орбиты ГЛОНАСС), по сравнению с базой наземных станций, чей размер сопоставим с расстоянием между станциями и составляет несколько тысяч километров, позволяет существенно повысить точность двухмерного определения еще и за счет числа НС.

Переход от двухмерного решения к трехмерному по-разному обеспечивается для окололунных КА и лунных подвижных объектов, находящихся на поверхности Луны.

Навигация окололунных космических аппаратов

Предполагается, что на окололунных КА устанавливается стандартная аппаратура спутниковой навигации (АСН), выполняющая измерения при нахождении Земли в поле зрения антенн АСН. АСН измеряет псевдодальности (PR_i) от i НС и по разности псевдодальностей $PR_i - PR_j$ определяет угловые смещения φ_x, φ_y космического аппарата относительно линии Земля–Луна.

Для решения навигационной задачи эфемериды НС ГЛОНАСС, передаваемые в системе координат ПЗ-90.11, должны быть преобразованы в систему прямоугольных селенографических координат *Moon ME (Mean Earth)*. Такое преобразование должно быть выполнено с точностью, превышающей ожидае-

мую точность навигации. Система координат *Moon_ME* поддерживается Международным астрономическим союзом (МАС), и в настоящее время переход от *Moon_ME* к ПЗ-90.11 может быть осуществлен с погрешностью 0,001", что на базе Земля–Луна соответствует величине смещения 2 м. Существуют разные варианты программной реализации такого перехода. Одним из них является программный инструмент *NASA The SPICE Toolkit* [5]. Достижимой погрешности перехода из ПЗ-90.11 к *Moon_ME* (2 м) вполне достаточно для реализации погрешности навигации порядка 10 м. Однако она зависит как от точности измерений PR_i , так и от конфигурации НС.

В РКК «Энергия» разработаны алгоритмы динамической фильтрации измерений АСН, устанавливаемой на лунные КА, по сигналам околоземных НС. На участках лунной орбиты, где обеспечивается видимость околоземных КА, выполняются измерения псевдодалности и псевдоскорости относительно НС.

Для низкоорбитальных окололунных КА такие измерения выполняются в течение ~0,5 витка. На остальной части траектории орбита оценивается по прогнозу. Обеспечение высокой точности динамической фильтрации АСН требует высокоточного знания модели движения КА. Используемая в разработанных алгоритмах модель движения КА учитывает возмущения от Земли, Солнца и аномальной части гравитационного поля Луны. Погрешность моделирования относительного движения Луны, Земли и Солнца в системе координат *International Celestial Reference System (ICRS)* составляет ~3 м. Алгоритмы динамической фильтрации разработаны для бортовых вычислительных средств. Например, алгоритмы реализации аномальной части гравитационного поля созданы по приведенному в [6] методу, обеспечивающему в сотни раз сокращение времени вычислительного процесса по сравнению с классическим методом разложения геопотенциала гравитационного поля Луны в ряд по сферическим функциям. Для расчета взаимного положения координат Луны, Земли и Солнца предложены специальные алгоритмы, благодаря которым можно с высокой точностью определить координаты Луны, Земли и Солнца в системе *ICRS* и для реализации которых необходим существенно меньший объем вычислений и памяти по сравнению с методами, приведенными в [5].

Оценка точности решения навигационной задачи КА на лунных орбитах проведена путем моделирования.

Результаты моделирования

При моделировании в сигналах НС учитывался полный набор погрешностей, соответствующий сигналам системы ГЛОНАСС, за исключением ионосферной погрешности, которая в данном случае отсутствует (при нахождении НС вблизи горизонта Земли его сигналы в модели АСН не использовались).

Примем, что величина эфемеридных погрешностей составляет ~3 м (1σ). Основную проблему при моделировании представляли собой погрешности псевдодалностей и интегральной фазы вследствие переотражений навигационного сигнала от элементов конструкции КА, а также погрешности, обусловленные внутренними шумами АСН. Для обеспечения их достоверной оценки был проведен натурный эксперимент с приемником АСН и антеннами, расположенными на крыше здания. По результатам постобработки записанной в течение суток информации были сформированы файлы погрешностей псевдодалностей и интегральных фаз, аналогичных погрешностям реального приемника. Эти

файлы использовались в настоящем исследовании для моделирования погрешностей псевдодальностей и интегральных фаз. Фрагмент поканальных массивов погрешностей псевдодальностей и интегральных фаз для временного интервала в один час для каждого из используемых НС представлен на рис. 3.

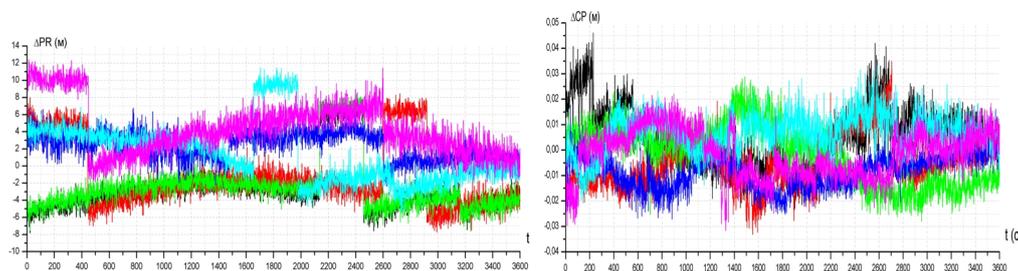


Рис. 3. Графики моделируемых погрешностей: псевдодальности (слева) и интегральной фазы (справа) для каждого из используемых НС

При моделировании были рассмотрены два варианта конфигураций НС. *Вариант 1* – конфигурация, соответствующая реальной конфигурации системы ГЛОНАСС, содержащей 24 спутника. *Вариант 2* – конфигурация из шести НС с околокруговыми орбитами высотой $\sim 100\,000$ км (период ~ 4 сут.) и наклоном 90° . НС равномерно расположены в двух взаимно перпендикулярных плоскостях – по три в каждой плоскости.

На рис. 4 приведены графики погрешностей оценки орбиты КА, находящегося на окололунной орбите высотой 100 км для обеих конфигураций НС, где X – продольная дальность, Y – высота, Z – боковая дальность.

При моделировании бортовая модель движения КА учитывала гармоники разложения геопотенциала Луны в ряд по сферическим функциям порядка 200×200 , при этом модель реальной орбиты имела порядок 300×300 . Постоянная времени динамической фильтрации измерений АСН составляла ~ 1 виток (7100 с). Из приведенных графиков следует, что для первого варианта конфигурации НС погрешность оценки орбиты (1σ) составляет по координатам 75 м, по скорости – 0,1 м/с.

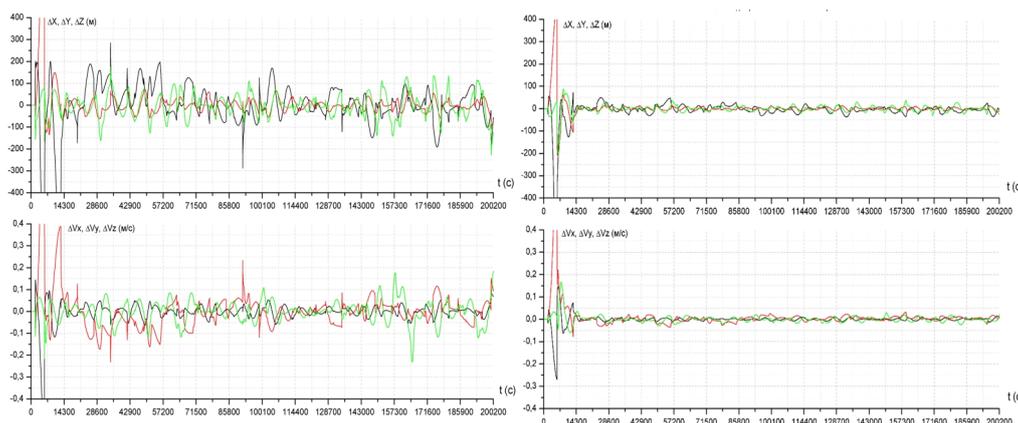


Рис. 4. График погрешностей оценки определения параметров орбиты КА при размещении по варианту 1 (слева) и варианту 2 (справа)

Для второго варианта конфигурации НС погрешность оценки орбиты (1σ) составила 15 м по координатам и 0,02 м/с по скорости. Таким образом, второй вариант конфигурации НС обеспечивает точность навигации лунного КА, аналогичную точности навигации околоземного КА по измерениям GPS или ГЛОНАСС.

Задача навигации лунного КА по измерениям околоземных НС решается по серии измерений за счет знания модели движения КА. Определение орбиты лунного КА осуществляется в режиме реального времени без запаздывания, но для получения первого решения требуется накопление определенного числа измерений. Из графиков, приведенных на рис. 4, следует, что первое решение формируется через $\sim 0,3$ витка (30 мин) после начала измерений. Погрешность измерения на первом витке в ~ 10 раз хуже, чем погрешность в установившемся состоянии через $\sim 1,5$ витка после начала измерений.

Особенностью предложенного метода навигации является возможность определений орбит КА на участках перелета от Земли к Луне и обратно, а также на начальных участках межпланетных перелетов.

Для этого остронаправленные антенны НС ориентируются на соответствующий КА. По существу, предложенный метод расширяет возможность высокоточной спутниковой навигации по сигналам системы ГЛОНАСС на расстоянии до $\sim 0,5$ млн км от Земли (в десять раз дальше по сравнению с существующей системой), хотя в этом случае навигация становится индивидуальной.

Навигация объектов на лунной поверхности

Предложенный метод спутниковой навигации обеспечивает одномоментную двумерную навигацию. Для космических аппаратов, если известна динамическая модель движения КА, трехмерная навигация осуществляется по двумерным измерениям путем их динамической фильтрации, например, по алгоритмам, приведенным в работе [6]. Постоянная времени такой динамической фильтрации составляет примерно 1 виток (~ 2 ч).

Объекты на лунной поверхности, как правило, неподвижны или медленно движутся. Модель движения объекта относительно Луны обычно неизвестна. Модель движения самого объекта известна, но скорость движения поверхности Луны мала, из-за чего метод динамической фильтрации, хорошо отработанный для высокودинамичных объектов, малоэффективен и требует большой постоянной времени. Вместе с тем в настоящее время с высокой точностью известна геодезическая карта Луны, *SLDEM2015* [7]. Погрешность знания высоты поверхности составляет 3-4 м. По этой причине для одномоментного определения вектора координат объекта, находящегося на лунной поверхности, достаточно двумерной навигации. Точность определения вектора координат зависит от угла α , образованного направлениями Земля–Луна–объект. Максимальная точность достигается при нахождении объекта в центре видимой стороны Луны, минимальная – при нахождении на краю видимой стороны. Для реализации метода необходимо наличие в памяти АСН упомянутой выше геодезической карты Луны. К сожалению, метод нельзя использовать для навигации объектов, находящихся на обратной стороне Луны.

В РКК «Энергия» разработаны алгоритмы определения координат лунных объектов по измерениям от околоземных НС. Оценена точность навигации для двух рассмотренных выше конфигураций НС. Результаты моделирования погрешностей одномоментных определений координат лунных объектов для углов Земля–Луна–объект 0° , 30° , 60° , 90° приведены на рис. 5. Из представленных

графиков следует, что для *варианта 1* конфигурации НС в центре видимой стороны Луны погрешность определения координат в плоскости местного горизонта составит ~ 100 м. Для края видимого лунного диска величина погрешности в плоскости местного горизонта составляет ~ 1 км. За счет фильтрации измерений на интервале ~ 2 ч точность может быть повышена в ~ 2 раза.

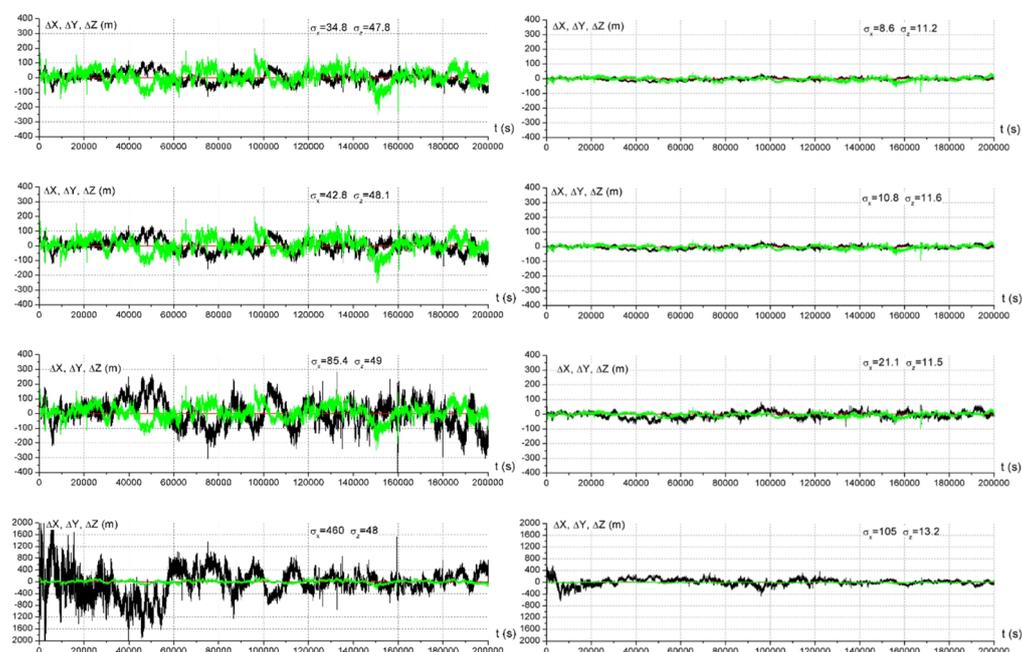


Рис. 5. Погрешности одномоментных измерений объекта на лунной поверхности в зависимости от конфигураций НС для *варианта 1* (слева) и *варианта 2* (справа). Графики даны для четырех точек с долготой 0° и широтой (сверху вниз) $0^\circ, 30^\circ, 60^\circ, 90^\circ$

Для *варианта 2* конфигурации НС погрешность определения координат в центре видимой стороны в плоскостях местного горизонта составляет ~ 10 м. Данная погрешность также возрастает по мере удаления от центра диска. При отклонении от него на 60° величина погрешности составляет порядка 20 м. На краю диска она достигает ~ 100 м.

Устойчивость четырехсуточных околоземных орбит

Выше было показано, что конфигурации из шести околоземных НС с высотой $\sim 100\,000$ км (период 4 сут.) и наклоном 90° , равномерно расположенных в двух взаимно перпендикулярных плоскостях, обеспечивают высокую точность навигации лунных и окололунных объектов. Тем не менее на такие высокие орбиты существенное влияние оказывают Луна и Солнце (аналогично влиянию Земли на окололунные КА). Ранее было сказано, что окололунная орбита высотой 6000 км и наклоном 60° деградирует за $\sim 1,5$ года. Возмущение околоземных орбит, вызванное влиянием Луны и Солнца, существенно слабее возмущения окололунных орбит, вызванного влиянием Земли. При этом влияние указанных возмущений существенно возрастает с ростом высоты и наклона орбиты, в связи с чем возникает необходимость исследования устойчивости рассматриваемой в настоящей статье конфигурации орбит НС.

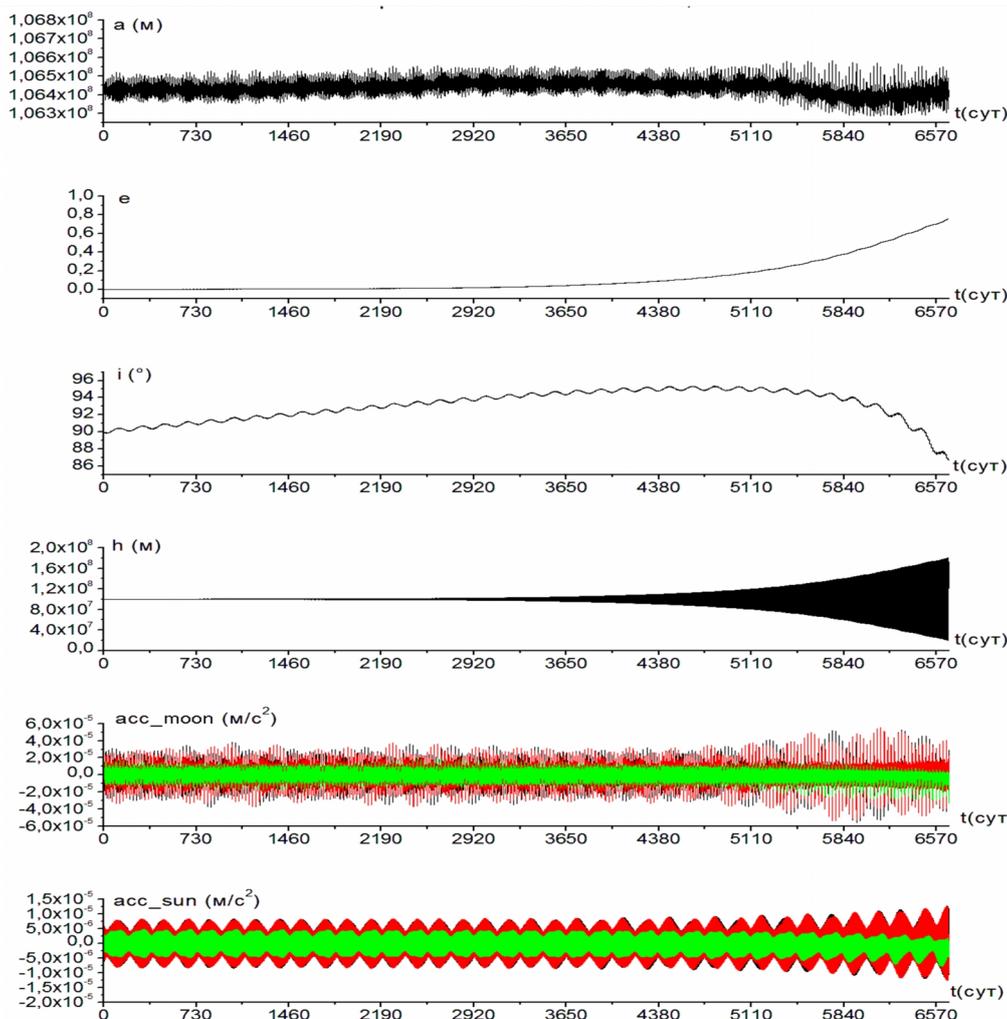


Рис. 6. Графики изменения параметров орбиты НС на четырехсуточной орбите (сверху вниз):
 a – большая полуось; e – эксцентриситет; i – наклонение; h – высота;
 acc_moon – ускорение НС под воздействием Луны (в системе координат WGS 84);
 acc_sun – ускорение НС под воздействием Солнца

На рис. 6 приведены графики изменения параметров рассматриваемых орбит и величин основных возмущений, действующих на НС на ~20-летнем интервале.

Из приведенных графиков следует, что в течение по крайней мере ~10 лет основные параметры орбиты: высота, эксцентриситет и наклонение – остаются стабильными и начинают деградировать во второе десятилетие после выведения. Это означает, что НС, выведенный на рассматриваемую четырехсуточную орбиту, может не менее 10 лет выполнять целевую задачу без значительных коррекций для поддержания орбиты, осуществляя при необходимости лишь мелкие коррекции для поддержания фазы.

Заключение

В работе предложен метод спутниковой навигации лунных и окололунных объектов с помощью НС, выводимых на околоземные орбиты, использующие

для собственной навигации существующую инфраструктуру системы ГЛОНАСС и излучающие с помощью следящих узконаправленных антенн стандартный сигнал ГЛОНАСС в направлении Луны. На лунных и окололунных объектах должна быть установлена стандартная аппаратура спутниковой навигации с доработанным программным обеспечением.

Исследована достигаемая точность навигации при различных конфигурациях НС. Предложена конфигурация из шести НС с околокруговыми орбитами высотой ~100 000 км, расположенными в двух взаимно перпендикулярных плоскостях с наклоном 90°. Разработаны алгоритмы автономного решения навигационной задачи для лунных КА и объектов, находящихся на видимой поверхности Луны. Моделирование показало, что для окололунных КА погрешность решения навигационной задачи составляет (1σ) 15 м по положению и 0,02 м/с по скорости. Для объектов, находящихся на поверхности Луны, одномоментная погрешность определения координат при нахождении объекта в окрестностях центра видимого лунного диска составила (1σ) 10 м. Вместе с тем для возможности одномоментного решения навигационной задачи в память АСН должна быть загружена высокоточная геодезическая карта. По мере удаления объекта от центра лунного диска точность навигации на лунной поверхности деградирует. При отклонении от центра диска на 60° погрешности составляют величину порядка ~20 м, на краю диска погрешность определения возрастает до 100 м. Представленный метод не обеспечивает навигацию объектов, находящихся на поверхности обратной стороны Луны.

Исследована устойчивость орбит НС для предложенной конфигурации четырехсуточных орбит. Показано, что по крайней мере в течение десяти лет основные параметры орбиты (большая полуось, эксцентриситет и наклонение) остаются стабильными и начинают деградировать во втором десятилетии после выведения. Особенностью предложенных орбит НС является их низкая энергозатратность. Величина суммарного импульса на подъем орбиты примерно равна величине суммарного импульса на подъем с низкой орбиты спутников ГЛОНАСС. Для одиночных объектов предложенный метод может обеспечивать навигацию КА в околоземном пространстве на расстоянии до ~0,5 млн км. Такими объектами могут быть КА на орбите перелета Земля–Луна или Луна–Земля, а также дальние межпланетные станции на отлетных траекториях.

Главным преимуществом предложенного метода является многократное снижение общей стоимости системы. Для его реализации требуется группировка всего из шести НС на околоземной орбите вместо 15-20 НС на лунной орбите. Для навигации НС может использоваться существующая инфраструктура системы ГЛОНАСС, а в случае окололунной группировки необходимо развертывание соответствующей лунной инфраструктуры. Группировка окололунных НС имеет короткое время существования в один-два года, тогда как околоземная группировка не деградирует в течение 10 лет.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Российского научного фонда в рамках научного проекта № 19-19-00517.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Imbriale, W.A.**, *Large Antennas of the Deep Space Network*, Wiley, Hoboken, NJ, 2003, 301 p.
2. **Комовкин С.В., Мельников И.Н., Молчанов К.В., Калашников А.И.** Наземный сегмент управления полетом КА «Спектр-Р» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2014. №3 (24). С. 72–76.

3. Чеботарев В.Е., Кудымов В.И., Звонарь В.Д., Внуков А.А., Владимиров А.В. Концепция окололунной навигации // Исследования наукограда. 2014. № 4 (10). С. 14–20.
4. Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В. Анализ устойчивости орбит искусственных спутников Луны и выбор конфигурации лунной навигационной спутниковой системы // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 4 (34). С. 40–54.
5. The SPICE Toolkit version N0066, released April 10, 2017. <https://naif.jpl.nasa.gov/naif/toolkit.html>.
6. Микрин Е.А., Михайлов М.В. Навигация космических аппаратов по измерениям от глобальных спутниковых навигационных систем. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. С. 345.
7. Barker, M.K., Mazarico, E., Neumann, G.A., Zuber, M.T., Haruyama, J., Smith, D.E., A new lunar digital elevation model from the lunar orbiter laser altimeter and SELENE terrain camera, *Icarus*, 2016, 273, pp. 346–355. DOI 10.1016/j.icarus.2015.07.039.

Mikrin, E.A., Mikhailov, M.V., Orlovskii, I.V., Rozhkov, S.N., and Krasnopol'skii, I.A. (S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia)
Satellite Navigation of Lunar Orbiting Spacecraft and Objects on the Lunar Surface, *Giroskopiya i Navigatsiya*, 2019, vol. 27, no. 1 (104), pp. 22–32.

Abstract. A concept of a global lunar navigation satellite system (GLNSS) based on the existing navigation infrastructure of the GLONASS is proposed. It is supposed to be implemented through the creation of a constellation of navigation satellites in the earth orbit to serve the needs of both lunar spacecraft and objects on the lunar surface. Two variants for the deployment of the orbital constellation are considered. The navigation solution in the vicinity of the moon was simulated using signals from the proposed GLNSS. The accuracy of the GLNSS navigation solutions has been estimated for all types of users.

Key words: GLONASS, GPS, satellite navigation equipment, navigation in circumlunar orbits, satellite navigation on the moon.

REFERENCES

1. Imbriale, W.A., *Large Antennas of the Deep Space Network*, Wiley, Hoboken, New Jersey, 2003.
2. Komovkin, S.V., Mel'nikov, I.N., Molchanov, K.V., and Kalashnikov, A.I., Ground-based flight control segment of the Spectr-R spacecraft, *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2014, no. 3(24), pp. 72–76.
3. Chebotarev, V.E., Kudymov, V.I., Zvonar', V.D., Vnukov, A.A., and Vladimirov, A.V., The concept of circumlunar navigation, *Issledovaniya naukoграда*, 2014, no. 4 (10), pp. 14–20.
4. Gordienko, E.S., Ivashkin, V.V., and Simonov, A.V., Analyzing stability of orbits of artificial satellites of the moon and choosing the configuration of the lunar navigation satellite system, *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2016, no. 4 (34), pp. 40–54.
5. The SPICE Toolkit version N0066, released April 10, 2017. <https://naif.jpl.nasa.gov/naif/toolkit.html>.
6. Mikrin, E.A. and Mikhailov, M.V., *Navigatsiya kosmicheskikh apparatov po izmereniyam ot global'nykh sputnikovykh navigatsionnykh sistem* (Spacecraft Navigation Using Measurements from Global Satellite Navigation Systems), Moscow: MGTU im. N.E. Bauman, 2017.
7. Barker, M.K., Mazarico, E., Neumann, G.A., Zuber, M.T., Haruyama, J., and Smith, D.E., A new lunar digital elevation model from the lunar orbiter laser altimeter and SELENE terrain camera, *Icarus*, 2016, 273, pp. 346–355. DOI 10.1016/j.icarus.2015.07.039.

Материал поступил 19.12.2018