

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

НАВИГАЦИЯ ОКОЛОЛУННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ИЗМЕРЕНИЯМ ОТ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ ГЛОНАСС, GPS, GALILEO, BEIDOU

Исследована возможность решения задачи навигации окололунных космических аппаратов (КА) по измерениям глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) ГЛОНАСС, GPS, Galileo, BeiDou. Разработаны алгоритмы определения орбиты низкоорбитальных и высокоорбитальных окололунных КА, основанные на методе динамической фильтрации измерений псевдодальностей «обратных» навигационных спутников (НС) ГНСС. Проведено моделирование решения навигационной задачи как по измерениям четырех навигационных систем, так и по измерениям НС ГЛОНАСС и GPS. Определены точностные и динамические характеристики получаемых решений, проведено сравнение с аналогичными решениями для геостационарных КА.

Ключевые слова: ГЛОНАСС, GPS, Galileo, BeiDou, навигация, измерение, модель, спутниковая навигация на Луне.

Введение

В настоящее время создание спутниковых навигационных систем для навигации окололунных КА и лунных объектов приобретает все большую актуальность.

Микрин Евгений Анатольевич. Доктор технических наук, академик РАН, генеральный конструктор, ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» (Московская обл., г. Королёв). Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

Михайлов Михаил Васильевич. Доктор технических наук, профессор, начальник сектора, ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия». Действительный член международной общественной организации «Академия навигации и управления движением».

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

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

Семёнов Александр Сергеевич. Ведущий инженер-математик, ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия».

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

Три главных космических державы: Россия, США и КНР – рассматривают освоение Луны как одно из приоритетных направлений своих национальных космических программ, ведутся переговоры о международном сотрудничестве по вопросам освоения Луны, в частности о совместной разработке лунной станции. Для реализации таких проектов должна быть создана инфраструктура, обеспечивающая связь, навигацию, энергопотребление, транспорт и т.п. Навигационное обеспечение лунных миссий является важнейшим элементом такой инфраструктуры. Эта задача сегодня решена на Земле благодаря созданию ГНСС ГЛОНАСС, GPS, Galileo, BeiDou [14]. Радионавигационные сигналы от НС ГНСС широко используются для навигации широкого класса наземных подвижных объектов. В последние годы ГНСС нашли широкое применение в задачах навигации космических объектов [1, 3]. Сегодня практически все околоземные космические аппараты (КА) оснащены аппаратурой спутниковой навигации (АСН), решающей по сигналам ГНСС широкий круг навигационных задач. Например, для космических транспортных кораблей «Союз» и «Прогресс», а также для Международной космической станции (МКС) реализованы комплекты АСН, обеспечивающие решение задач абсолютной навигации, ориентации, а также относительной навигации при сближении кораблей с МКС.

Программа освоения Луны предполагает создание различных окололунных и лунных объектов самого широкого назначения. Все эти объекты должны быть обеспечены навигационной инфраструктурой, позволяющей решать широкий спектр навигационных задач. Огромный потребительский успех ГНСС повлек за собой стремление создать глобальную навигационную спутниковую систему Луны (ГНССЛ), построенную по тем же принципам, что и околоземные ГНСС. В последнее время и в России, и на Западе появились публикации о таких разработках [5, 12]. В этих исследованиях затрагивается широкий круг вопросов, в основном относящихся к космическому сегменту системы [4]. А ведь наиболее сложным сегментом ГНСС является ее наземная инфраструктура. Создание такой инфраструктуры на Луне для навигационного обеспечения НС ГНССЛ и навигационной системы в целом является сложной и дорогостоящей технической проблемой, решение которой к тому же требует больших временных затрат. В настоящей работе исследуется возможность использования в качестве навигационной инфраструктуры НС ГНССЛ существующих околоземных группировок НС ГЛОНАСС, GPS, Galileo и BeiDou.

Постановка задачи

При решении навигационной задачи окололунных КА с использованием околоземных ГНСС возникает две основные проблемы:

- большое расстояние от НС до КА;
- малая угловая база между НС.

Действительно, расстояние от Земли до Луны почти в 20 раз превышает расстояние от НС ГНСС до наземных потребителей, на которых изначально была рассчитана мощность излучаемых сигналов этих НС. Соответственно, у Луны мощность радиосигнала ГНСС уменьшится в 400 раз. Для приема и обработки таких сигналов в составе АСН должны использоваться остронаправленные антенны с коэффициентом усиления 22-25 дБ. Создание таких антенн не представляет принципиальной проблемы. Это может быть параболическая антенна диаметром 1,3-1,5 м, которую требуется наводить на Землю. Будем считать, что эта проблема решена, и рассмотрим вопросы идеологического построения си-

стемы, алгоритмов решения задачи и оценки достигаемой точности навигации для различных типов окололунных КА при существующей малой угловой базе используемых при этом околоземных НС.

Решить возникающую проблему малой угловой базы можно путем создания промежуточной околоземной группировки на околоземных орбитах. Так, авторами настоящей статьи в [6, 13] исследуется вопрос выбора подобной группировки и оценивается точность решения навигационного обеспечения НС ГНССЛ. Выбор группировки околоземных НС с радиусом круговой орбиты $\sim 100\,000$ км обеспечивает увеличение угловой базы спутников по отношению к лунным объектам в ~ 20 раз, что обеспечивает возможность существенного повышения точности лунных НС. Тем не менее точность эфемерид самих НС околоземной группировки снижается по отношению к точности эфемерид исходных ГНСС (ГЛОНАСС, GPS, Galileo, BeiDou), что обуславливает снижение точности определяемых с использованием ГНСС эфемерид лунных НС. В настоящей работе исследуется возможность полного исключения промежуточной околоземной группировки из состава ГНССЛ и решения навигационного обеспечения НС окололунной группировки непосредственно по сигналам вышеупомянутых ГНСС. Создание ГНССЛ, использующей для навигационного обеспечения окололунных НС прямые измерения от систем ГЛОНАСС, GPS, Galileo, BeiDou, является новым подходом к указанной проблеме.

Схема проведения навигационных измерений

С учетом того что диаграммы направленности излучающих антенн НС ГНСС ориентированы на Землю, объекты на Луне и, соответственно, окололунные КА могут принимать сигналы только «обратных» пригоризонтных спутников ГНСС, находящихся за Землей. Схема измерений приведена на рис. 1.

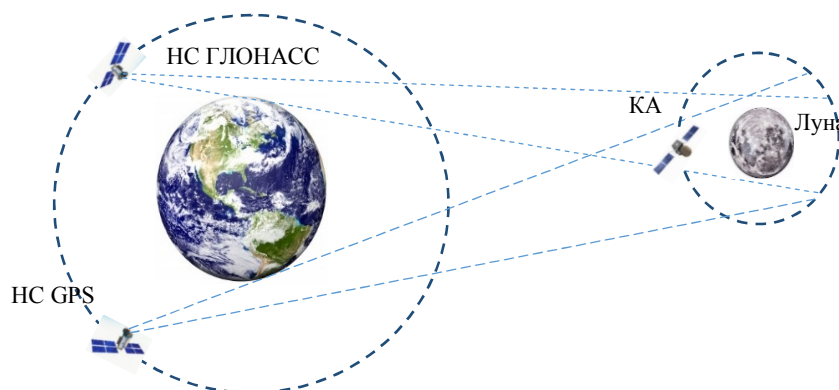


Рис. 1. Схема выполнения навигационных измерений окололунных КА по сигналам навигационных спутников ГНСС

Поле зрения излучающих антенн НС составляет $\sim 40^\circ$, угловой размер Земли при наблюдении с НС – $\sim 34^\circ$. По этой причине сигналы некоторых пригоризонтных НС (если смотреть со стороны Луны) проходят мимо Земли и достигают Луны. По аналогичной схеме работает АСН на геостационарных КА [15].

Спутниковая навигация геостационарных КА

Как отмечалось выше, АСН КА на геостационарных орбитах (ГСО) могут принимать сигналы только «обратных» НС, находящихся за Землей [8, 10].

На рис. 2 показана область «видимых» НС, представляющая собой кольцо, окружающее Землю, с центром в центре Земли. Нижняя граница кольца находится на высоте h от поверхности Земли, верхняя – на высоте H . Значение h определяет нижнюю «маску», ниже которой сигналы НС, проходя через нижние слои ионосферы и атмосферы, имеют существенные ионосферные и тропосферные погрешности.

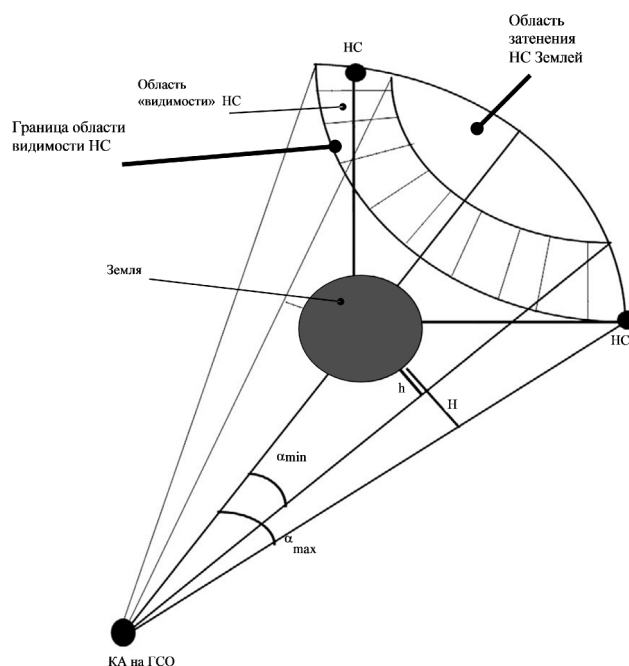


Рис. 2. Навигация КА на ГСО по «обратным» НС

Значение H определяет верхнюю «маску», выше которой сигнал основного лепестка излучающей антенны НС ослабевает более чем на ~ 8 дБ. Будем считать, что сигналы ниже этого порогового значения недоступны для приемной антенны потребителя.

На рис. 3 приведена круговая диаграмма направленности излучающей антенны спутников GPS (IIR-ML1), показаны основной и боковые лепестки для разных значений азимута (с шагом по азимуту 10°) [7]. Из приведенных графиков видно, что среднее значение коэффициентов усиления боковых лепестков антенны на ~ 20 дБ меньше коэффициента усиления основного лепестка. Хотя для АСН на ГСО в некоторых случаях разрабатывают антенны, обеспечивающие прием сигналов не только от основного, но и от боковых лепестков. Учитывая их низкий и неоднозначный уровень, будем считать, что устойчивый прием сигнала обеспечивается только по основному лепестку до уровня ~ 8 дБ, то есть от НС, находящихся между нижней и верхней масками. Для НС систем ГЛОНАСС, GPS, Galileo, BeiDou этот уровень для сигналов диапазона L1 находится в конусе, проходящем в ~ 2500 км от поверхности Земли. Для диапазона

L2 пороговый уровень несколько выше. Тем не менее, используя сигналы диапазонов L1 и L2, примем значение верхней маски $H = 2500$ км.

Нижняя маска h определяется допустимым уровнем ионосферной погрешности принимаемого сигнала. Чем ближе линия визирования НС-КА проходит от поверхности Земли, тем больше уровень погрешности. С уменьшением высоты прохождения этой линии от Земли резко возрастают погрешности, обусловленные ионосферой. Ионосферная погрешность изменяется во времени, и ее величина зависит не только от высоты, но и от других факторов. Тем не менее можно привести в качестве ориентира примерный график зависимости ионосферной погрешности от высоты линии визирования (см. рис. 4), полученный авторами по результатам математического моделирования.

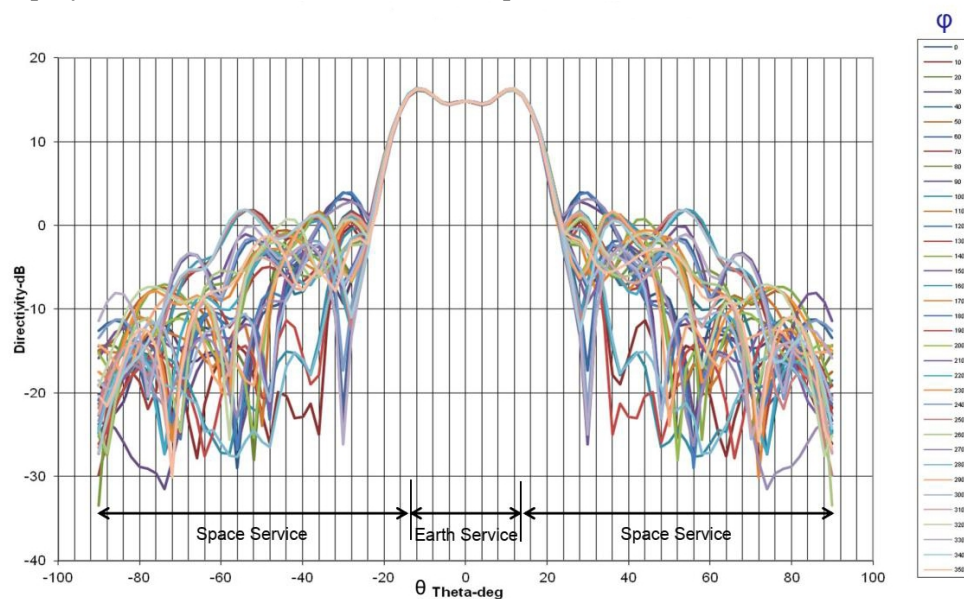


Рис. 3. Кривая диаграммы направленности излучающей антенны GPS.
Главный и боковые лепестки с шагом по азимуту 10°

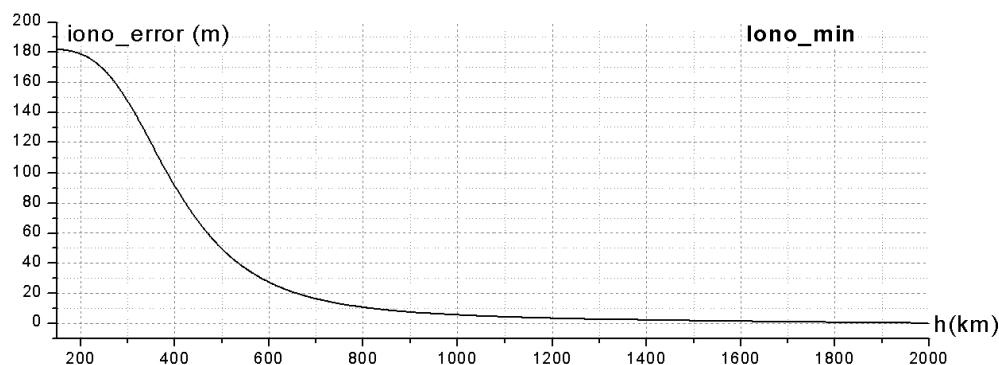


Рис. 4. График зависимости ионосферной погрешности от высоты линии визирования

Из графика видно, что для нулевой высоты ионосферная погрешность может достигать 200 м, на высоте 500 км она равна ~ 50 м, на высоте 1000 км – ~ 5 м. Увеличивая значение нижней маски h , мы исключаем из измерений сигналы НС с большой ионосферной погрешностью, но одновременно уменьшаем и так до-

статочное малое число НС, по которым ведутся измерения. Учитывая, что для нашей задачи лунной навигации требуются высокая точность измерений дальности и максимально большое число НС, по сигналам которых ведутся измерения, можно найти компромисс между величиной нижней маски и ионосферными погрешностями. Уменьшение маски увеличивает число видимых НС, но при этом резко возрастают ионосферные погрешности. Увеличение маски уменьшает число видимых НС, но сопутствующее уменьшение ионосферных погрешностей снижает погрешность навигации. Выход видится один – использование двухчастотной аппаратуры АСН, работающей по четырем системам. Благодаря измерениям на двух частотах L1 и L2 оценивается и практически полностью компенсируется ионосферная погрешность, а работа по четырем системам (ГЛОНАСС, GPS, Galileo, BeiDou) обеспечивает увеличение числа одновременно видимых НС. Именно такая аппаратура в настоящее время разрабатывается для перспективного транспортного корабля (ПТК), предназначенного для полетов к Луне. Установка на ПТК приемной антенны АСН с коэффициентом усиления (КУ) 22-25 дБ позволит проводить навигационные измерения по сигналам ГНСС в окрестности Луны, а также в любой части околоземного пространства в диапазоне высот от 200 до 500 тыс. км, что необходимо для решения задач навигации на участках перелета Земля–Луна, Луна–Земля, а также на начальных участках межпланетных перелетов.

Рассмотрим существующий опыт навигации геостационарных КА. Впервые в мире навигация по сигналам ГНСС была осуществлена на КА «Радуга-М1» разработки ОАО «ИСС им. М.Ф. Решетнева» в 2007 году [9] и с тех пор успешно реализуется на всех КА этой серии. Вторым типом геостационарных КА, использующих АСН, являются КА серии «Электро-Л» разработки НПО им. С.А. Лавочкина. Первый КА серии «Электро-Л» № 2 был запущен в декабре 2015 года [8]. На кораблях обеих серий используются АСН разработки ОАО «ИСС им. М.Ф. Решетнева». Эти АСН работают по сигналам ГЛОНАСС и GPS в диапазоне частот L1 и имеют восемь каналов. Как показали летные испытания, система обеспечивает погрешность навигации (1σ) по координатам 300 м, по скорости – 3 см/с.

По имеющейся информации [7], единственным примером западного геостационарного КА, реализующего навигацию по измерениям АСН, являются американские спутники серии GOES, начиная с GOES-16, запущенного в 2016 году. АСН GOES работает по сигналам GPS в диапазоне частот L1 и имеет 12 каналов. Летные испытания показали высокую точность навигации, составляющую (1σ , то есть по уровню 61 %):

- по координатам – 8,4 м;
- по скорости – 0,28 м/с.

Высокая точность навигации на КА GOES-16 обеспечивается за счет работы АСН не только по первому, но и по второму и третьему лепесткам диаграмм направленности передающих антенн спутников GPS, благодаря чему среднее число отслеживаемых НС составило 11 спутников, а среднее значение геометрического фактора GDOP – 7,9, что в десятки раз меньше GDOP при работе на ГСО по основному лепестку антенн GPS.

Для навигации лунных КА вряд ли возможно использовать вторые и третьи лепестки диаграмм направленности НС, учитывая слабость этих сигналов. При работе по основному лепестку величина GDOP будет настолько большой, что получить навигационное решение с хотя бы относительно приемлемой погрешностью будет невозможно. Однако в работе [1] рассмотрен метод динамической

фильтрации «сырых» измерений АСН, который работает по двум и более НС и не зависит от уровня GDOP.

Если текущее созвездие видимых НС состоит из n спутников, то в качестве текущего вектора измерения $\bar{\xi}_u$ будем использовать n -мерный вектор попарных разностей псевдодальностей:

$$\bar{\xi}_u = \begin{pmatrix} PR_1 - PR_2 \\ PR_2 - PR_3 \\ \text{-----} \\ PR_n - PR_1 \end{pmatrix}. \quad (1)$$

Если известна некоторая начальная оценка вектора, включающего координаты ($\bar{X}_0^*$) и скорости ($\bar{V}_0^*$) КА, а также эфемериды НС, то легко могут быть определены вычисленные значения псевдодальностей PR_j^* и, соответственно, вектора:

$$\bar{\xi}_u^* = \begin{pmatrix} PR_1^* - PR_2^* \\ PR_2^* - PR_3^* \\ \text{-----} \\ PR_n^* - PR_1^* \end{pmatrix}. \quad (2)$$

Для решения задачи оценивания введем вектор $\delta\bar{\xi}_u$, в итоге представляющий собой разность измеренных и вычисленных значений псевдодальностей:

$$\delta\bar{\xi}_u = \bar{\xi}_u - \bar{\xi}_u^*. \quad (3)$$

Введем вектор состояния в виде

$$\begin{pmatrix} \Delta\bar{X} \\ \Delta\bar{V} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \bar{X} - \bar{X}_0^* \\ \bar{V} - \bar{V}_0^* \end{pmatrix}, \quad (4)$$

где $\bar{X}, \bar{V}$ – искомые координаты и скорости КА.

Для решения задачи оценивания вектора состояния (4) с использованием разностных измерений (3) необходимо определить связь между ними. Приращение псевдодальности PR для текущего момента времени связано с приращением вектора положения КА соотношением

$$\Delta PR_j = \frac{(\bar{X}_j^{HC} - \bar{X})^T}{D_j} \Delta\bar{X}, \quad (5)$$

где $\bar{X}_j^{HC}$ – вектор координат j -го НС в момент излучения сигнала, принятого приемником в момент измерения;

$\bar{X}$ – вектор координат КА в момент измерения;

$D_j = |\bar{X}_j^{HC} - \bar{X}|$ – расстояние между j -м НС и КА;

$\Delta PR_j = PR_j - PR_j^*$.

Из соотношений (1), (2), (3), (4), (5) получим уравнение связи между разностными измерениями (3) и вектором $\Delta\bar{X}$:

$$\delta\bar{\xi}_u = \begin{pmatrix} \frac{(\bar{X}_1 - \bar{X}^*)^T}{D_1^*} - \frac{(\bar{X}_2 - \bar{X}^*)^T}{D_2^*} \\ \vdots \\ \frac{(\bar{X}_n - \bar{X}^*)^T}{D_n^*} - \frac{(\bar{X}_1 - \bar{X}^*)^T}{D_1^*} \end{pmatrix} \Delta\bar{X}, \quad (6)$$

где $\bar{X}^*$ – начальная оценка вектора координат КА в момент времени измерения;
 $D_j^* = |\bar{X}_j^{HC} - \bar{X}^*|$; n – число НС в текущем созвездии.

Обозначим

$$C = \begin{pmatrix} \frac{(\bar{X}_1 - \bar{X}^*)^T}{D_1^*} - \frac{(\bar{X}_2 - \bar{X}^*)^T}{D_2^*} \\ \vdots \\ \frac{(\bar{X}_n - \bar{X}^*)^T}{D_n^*} - \frac{(\bar{X}_1 - \bar{X}^*)^T}{D_1^*} \end{pmatrix}. \quad (7)$$

Матрица направляющих косинусов C имеет размерность $n \times 3$. Тогда уравнение (6) для текущего момента времени можно представить в виде

$$\delta\bar{\xi}_u = C\Delta\bar{X}. \quad (8)$$

Уравнение (8) можно записать как

$$\delta\bar{\xi}_u = CA \begin{pmatrix} \Delta\bar{X} \\ \Delta\bar{V} \end{pmatrix}, \quad (9)$$

где $A = (E_3 0_3)$ – матрица размерности 3×6 ; E_3 – единичная матрица размерности 3×3 ; 0_3 – нулевая матрица размерности 3×3 .

Уравнение (9) определяет связь между вектором разностных измерений, выполненных в один момент времени, и оцениваемым вектором состояния, включающим $\Delta\bar{X}$ и $\Delta\bar{V}$. Для серии из m измерений (выполненных в моменты времени $t_i, i=1 \dots m$) можно записать набор таких соотношений:

$$\delta\bar{\xi}_i = C_i A \begin{pmatrix} \Delta\bar{X}_i \\ \Delta\bar{V}_i \end{pmatrix}, \quad i = 1, \dots, m. \quad (10)$$

Связь между компонентами $\Delta\bar{X}_i$ и $\Delta\bar{V}_i$ оцениваемого вектора состояния для различных моментов времени определяется через уравнения движения КА. Текущим значением вектора состояния в системе уравнения (10) является вектор

$\begin{pmatrix} \Delta \bar{X}_m \\ \Delta \bar{V}_m \end{pmatrix}$. Все предшествующие значения вектора состояния могут быть выраже-

ны через него. Решение системы уравнений (10) позволяет оценить текущий вектор состояния (4) по серии измерений псевдодальностей (1) в моменты времени t_i ($i=1 \dots m$), предшествующие текущему моменту времени t_m .

В полученном алгоритме, названном авторами «динамической фильтрацией» и описанном в [1], оценка вектора состояния формируется по полной выборке из m измерений, поступивших от момента начала работы алгоритма. Чем больше m , тем меньше погрешности измерения влияют на точность формируемого вектора состояния. При этом в реальности любая модель учитывает возмущающие факторы, действующих на КА, с определенной недоуверенностью присутствуют погрешности вычисления в бортовых средствах КА и т.д., которые с некоторого момента становятся определяющими в бюджете погрешности формируемой оценки вектора состояния и могут существенно превосходить влияние погрешностей измерения. Нахождение величины выборки m_0 , обеспечивающей минимальную погрешность оценки вектора состояния, является отдельной оптимизационной задачей. Как правило, используется выборка измерений, полученная за один виток орбиты КА. Динамическая фильтрация реализована так, что за счет весовых коэффициентов самые ранние измерения оказывают на конечный результат все меньшее и меньшее влияние. Благодаря этому осуществляются «стирание предыстории» и учет главным образом последних измерений для формирования оценки текущей орбиты КА. Таким образом, обеспечивается непрерывная динамическая фильтрация всех измерений, поступающих с АСН.

В работе [1] приведен рекуррентный алгоритм, формирующий непрерывную оценку вектора состояния (4) на текущий момент времени по предшествующим измерениям. Подобные алгоритмы реализованы в АСН-К кораблей «Союз МС» и «Прогресс МС» и обеспечивают формирование текущей оценки орбиты КА для любого уровня GDOP при наличии одномоментных измерений псевдодальности от двух и более НС. Погрешность формируемой рассматриваемым методом оценки орбиты КА зависит от погрешностей измерений АСН и погрешностей модели движения КА, а также от числа НС, участвующих в измерениях. Оценка погрешности формируемых окололунных орбит в настоящей работе проведена путем моделирования на модернизированном математическом стенде АСН-К кораблей «Союз МС» и «Прогресс МС». Чтобы выполнить моделирование, стенд был адаптирован для исследования решения задачи навигационного обеспечения окололунных КА. Моделирующий стенд содержит модели движения всех спутников ГЛОНАСС, GPS, BeiDou, Galileo, соответствующие их эфемеридам, а также модели движения лунных КА на орбитах высотой 100 и 10 000 км. Кроме того, математический стенд содержит модель приемника АСН, установленного на окололунном КА, и модель ЦВМ КА, которая формирует оценки возмущений, действующих на КА, и реализует алгоритмы динамической фильтрации, обеспечивающие решение системы уравнений (10). В качестве погрешностей измерений рассматривались эфемеридные погрешности систем ГЛОНАСС, GPS, Galileo и BeiDou, ионосферные погрешности и собственные шумы приемника.

Основными возмущениями, влияющими на точность оценки векторов состояния НС окололунной группировки, являются эфемеридные погрешности околоземных ГНСС. Приведенные в статье среднеквадратичные погрешности координат этих систем взяты из статистического анализа прецизионных измерений [11]. Эти среднеквадратичные погрешности были введены в модель погрешно-

стей эфемерид указанных систем моделирующего стенда, на котором исследовались точностные характеристики ГНССЛ.

Оцененные среднеквадратичные погрешности эфемеридных составляющих (с учетом погрешностей времени) псевдодальности, используемые при моделировании, составляли:

- для ГЛОНАСС – $\sigma_{PR}=2,0$ м;
- для GPS – $\sigma_{PR}=0,55$ м;
- для Galileo – $\sigma_{PR}=0,55$ м;
- для BeiDou – $\sigma_{PR}=1,0$ м.

Ионосферные погрешности (см. рис. 4) даже при значительной величине маски h составляют десятки метров, что обуславливает большие погрешности в формируемой оценке орбиты КА. Существенное уменьшение ионосферных погрешностей может быть достигнуто за счет использования на окололунных КА двухчастотных приемников. При моделировании предполагалось, что двухчастотный приемник позволяет оценить ионосферную погрешность с ошибкой не более 3%. В этом случае для низких уровней линий визирования (~500 км) ионосферная погрешность не превышает 1,5 м и значительно уменьшается с увеличением высоты линии визирования. Собственные шумы АСН моделировались как белый шум с величиной среднеквадратичной погрешности $1\sigma = 2$ м.

В качестве возмущений, действующих на КА, рассматривались:

- аномалии гравитационного поля Луны;
- гравитационные возмущения от Земли и Солнца;
- возмущения от сил светового давления (Солнца);
- смещение полюса Луны.

Модель аномалий гравитационного поля Луны учитывает до 100 гармоник разложения гравитационного потенциала по сферическим функциям. Гравитационные возмущения от Солнца, Земли и Луны моделировались в соответствии с эфемеридами небесных тел, заданными в международной системе координат ICRS (International Celestial Reference System). В качестве модели сил солнечного давления для окололунных НС использовалась разработанная в РКК «Энергия» модель солнечного давления для НС ГЛОНАСС. Движение полюса Луны соответствовало движению полюса международной системы координат MOON ME относительно ICRS.

Все другие возмущения, действующие на окололунные КА, малы, и ими можно пренебречь. При этом предполагалось, что гравитационные возмущения Луны, Земли и Солнца, а также возмущения, обусловленные смещением полюса Луны, могут быть рассчитаны с высокой точностью и учитываться при динамической фильтрации измерений. Такие модели, например, реализованы и много лет используются в АСН-М МКС. Сложную проблему ввиду большого числа неопределенностей представляет собой моделирование сил солнечного давления. Возмущающее ускорение от этих сил составляет $\sim 10^{-7}$ м/с². Погрешность бортового моделирования этих возмущений обычно не превышает 10%. Поэтому в процессе проведения исследований предполагалось, что нескомпенсированная погрешность возмущающего ускорения, обусловленного силами солнечного давления, составляет 10^{-8} м/с².

Для демонстрации эффективности предложенного метода динамической фильтрации измерений псевдодальностей приведем результаты моделирования достижимой погрешности навигации геостационарных КА. На рис. 5 приведены графики погрешностей навигации такого КА относительно орбитальной систе-

мы координат (ОСК) методом динамической фильтрации псевдодальностей обратных НС ГЛОНАСС, GPS, Galileo и BeiDou.

Моделирование показало, что данный метод может обеспечить навигацию геостационарных КА по координатам с погрешностью (1σ) не более трех метров.

Что касается навигации окололунных КА, то проведенное моделирование показало существенную разницу между погрешностями навигации для высокоорбитальных ($H = 10000$ км) и низкоорбитальных ($H = 100$ км) лунных КА. Высокоорбитальные КА, как правило, не затеняются Луной и могут вести непрерывные измерения. Низкоорбитальные КА выполняют измерения только в течение $\sim 0,5$ витка. Такие перерывы в измерениях приводят к повышенным навигационным погрешностям, а иногда и к неустойчивости фильтрации.

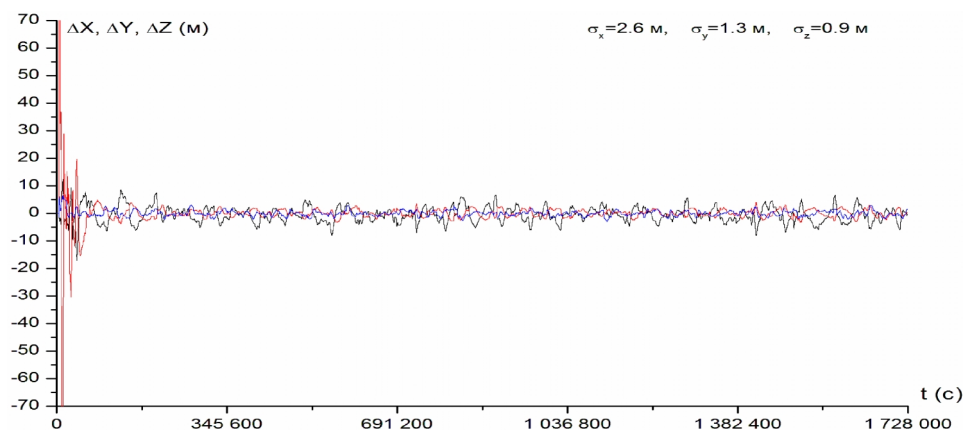


Рис. 5. Погрешности навигации геостационарного КА при динамической фильтрации измерений ГЛОНАСС, GPS, Galileo и BeiDou

На рис. 6 приведены графики погрешностей оценки координат и скорости высокоорбитальных окололунных КА по измерениям от четырех навигационных систем: ГЛОНАСС, GPS, Galileo и BeiDou.

Из приведенных графиков следует, что навигация высокоорбитального лунного КА по четырем системам обеспечивает определение координат и скорости со следующими значениями среднеквадратичных погрешностей относительно ОСК (X – продольная долгота, Y – высота, Z – боковая дальность):

$$\sigma\Delta X = 36 \text{ м}$$

$$\sigma\Delta V_x = 3 \text{ мм/с}$$

$$\sigma\Delta Y = 22 \text{ м}$$

$$\sigma\Delta V_y = 3 \text{ мм/с}$$

$$\sigma\Delta Z = 34 \text{ м}$$

$$\sigma\Delta V_z = 4 \text{ мм/с}$$

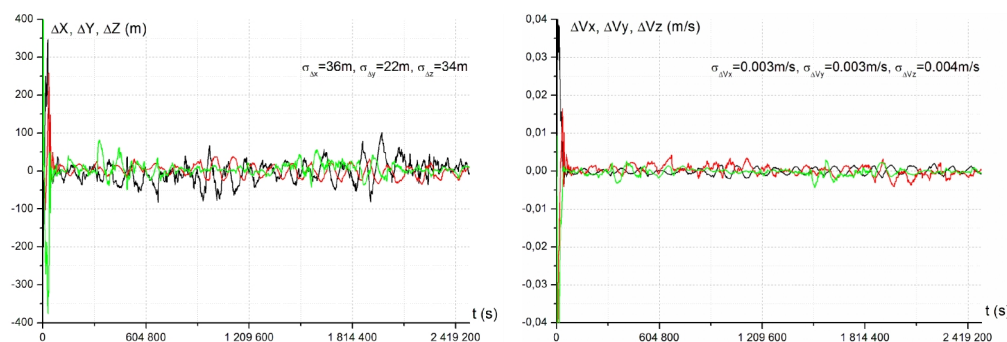


Рис. 6. Графики погрешностей оценок координат (слева) и скорости (справа) высокоорбитального окололунного КА по измерениям ГЛОНАСС, GPS, Galileo и BeiDou

На рис. 7 приведены аналогичные графики погрешностей оценки векторов координат и скорости высокоорбитальных окололунных КА, но по измерениям только от систем ГЛОНАСС и GPS. В этом случае наблюдается некоторое возрастание погрешности по сравнению с измерениями по четырем системам. При этом динамическая фильтрация измерений выполняется устойчиво со следующими значениями среднеквадратичных погрешностей:

$$\sigma_{\Delta X} = 58 \text{ м}$$

$$\sigma_{\Delta V_x} = 3,5 \text{ мм/с}$$

$$\sigma_{\Delta Y} = 26 \text{ м}$$

$$\sigma_{\Delta V_y} = 3,5 \text{ мм/с}$$

$$\sigma_{\Delta Z} = 52 \text{ м}$$

$$\sigma_{\Delta V_z} = 4,5 \text{ мм/с}$$

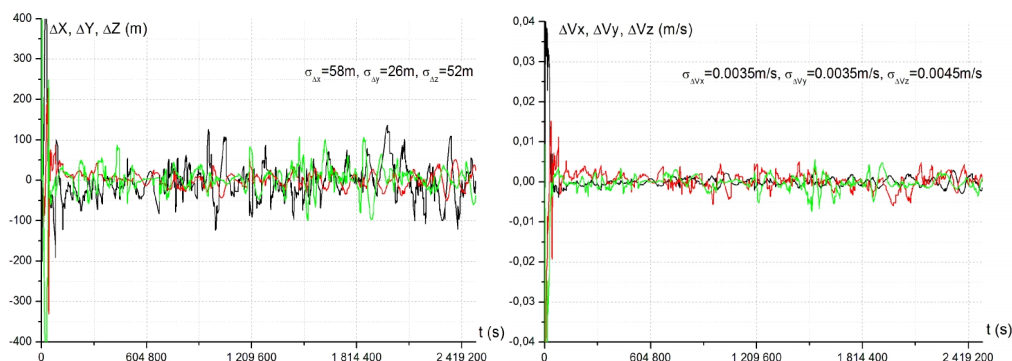


Рис. 7. Графики погрешностей оценки координат (слева) и скорости (справа) высокоорбитального окололунного КА по измерениям только ГЛОНАСС и GPS

На рис. 8 приведены графики погрешностей оценки координат и скорости низкоорбитальных окололунных КА по измерениям от четырех навигационных систем: ГЛОНАСС, GPS, Galileo и BeiDou.

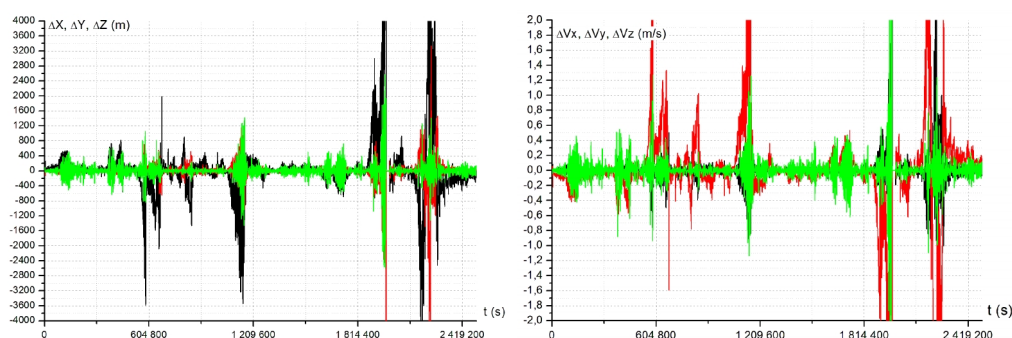


Рис. 8. Графики погрешностей оценки координат (слева) и скорости (справа) низкоорбитального окололунного КА по измерениям ГЛОНАСС, GPS, Galileo и BeiDou

Из приведенных графиков следует, что для низкоорбитальных окололунных КА в основном обеспечивается погрешность по координатам в пределах 400 м, по скорости – в пределах 20 см/с. Однако периодически происходит значительное увеличение погрешностей оценки орбиты, обусловленных затенениями Лунной навигационных спутников в сочетании с малым количеством НС, участвующих в измерениях. Всплески по координатам иногда достигают величины 4-5 км, по скорости – 2-4 м/с. При работе только по ГЛОНАСС и GPS устойчивость динамической фильтрации снижается, погрешности оценки орбиты значительно возрастают.

Заключение

1. Рассмотрена схема решения задачи навигации окололунных КА по сигналам «обратных» навигационных спутников ГЛОНАСС, GPS, Galileo и BeiDou. Показана возможность определения орбит КА при использовании приемной навигационной антенны с коэффициентом усиления 22-25 дБ.

2. Проведена оценка эфемеридных погрешностей псевдодальностей систем ГЛОНАСС, GPS, Galileo и BeiDou для предложенной схемы решения навигационной задачи.

3. Оценены ионосферные погрешности проводимых измерений, отмечено существенное влияние этих погрешностей для высот линий визирования «обратных» НС до 1000 км. Для компенсации ионосферных погрешностей предложено использовать двухчастотные навигационные приемники.

4. Кратко описан предложенный ранее авторами алгоритм определения орбит окололунных КА, основанный на «динамической фильтрации» разностей измеряемых псевдодальностей от двух и более НС. Проведена оценка погрешности модели движения окололунных КА, определены основные возмущающие факторы, влияющие на погрешность модели:

- аномалии гравитационного поля Луны;
- гравитационные возмущения от Земли и Солнца;
- силы солнечного давления;
- смещение полюса Луны.

5. Проведено моделирование решения навигационной задачи методом динамической фильтрации псевдодальностей четырех навигационных систем для ГСО, высоких и низких окололунных орбит. Получены оценки достигаемой точности, погрешность навигационного решения (1σ): для ГСО – ~3 м по координатам, для высоких окололунных орбит – ~50 м по координатам и 0,5 см/с по скорости. В случае измерений псевдодальностей только системами ГЛОНАСС и GPS погрешность возрастает в ~1,5 раза.

6. Для низких окололунных орбит из-за затенений Луной сигналов НС навигационные погрешности возрастают в десятки раз, и при неблагоприятных сочетаниях затенений и малого количества видимых НС возможна потеря устойчивости решения.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Микрин Е.А., Михайлов М.В.** Навигация космических аппаратов по измерениям от глобальных спутниковых навигационных систем. Москва: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. С. 345.
2. **Микрин Е.А., Михайлов М.В.** Ориентация, выведение, сближение и спуск космических аппаратов по измерениям от глобальных спутниковых навигационных систем. Москва: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. С. 357.
3. **Михайлов Н. В.** Автономная навигация космических аппаратов при помощи спутниковых радионавигационных систем. СПб.: Политехника, 2014. 362 с.
4. **Gordienko, E.S., Ivashkin, V.V., Simonov, A.V.,** Analysis of Stability of Orbits of Artificial Lunar Satellites and Configuring of a Lunar Satellite Navigation System, *Solar System Research*, 2017, vol. 51, issue 7, p. 654. DOI: 10.1134/S0038094617070061.
5. **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.
6. **Микрин Е.А., Орловский И.В., Михайлов М.В., Рожков С.Н., Краснополский И.А.** Спутниковая навигация космических аппаратов на лунной орбите // Космическая техника и технологии. 2018. №2 (21). С. 63–70.

7. Winkler, S., Ramsey, G., Frey, C., Chapel, J., Chu, D., Freesland, D., Krimchansky, A., Concha, M., GPS Receiver On-Orbit Performance for the GOES-R Spacecraft, *Proceedings of the 10th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems*, Salzburg, Austria, Jun. 2017.
8. Назаров А.Е., Евграфов А.Е. Использование системы автономной навигации на геостационарном космическом аппарате «Электро-Л» // Многофункциональная космическая платформа-навигатор. Посвящается 80-летию Научно-производственного объединения имени С.А. Лавочкина и 60-летию космической эры. Химки, 2017. С. 313–331.
9. Марарескул Д.И. Способ повышения доступности навигационного обеспечения высокоорбитальных космических аппаратов по ГЛОНАСС // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. 2013. № 6 (52). С. 82–88.
10. Баргенов В.А., Гречкосеев А.К., Марарескул Д.И. Применение ГЛОНАСС и GPS для навигации космических аппаратов на геостационарных и высокоэллиптических орбитах. Методы навигации, построение аппаратуры и технология испытаний // Космонавтика и ракетостроение. 2007. Вып. 3 (48).
11. Caporali, A., Nicolini, L., Comparison broadcast and precise orbits: GPS, GLONASS, Galileo and BeiDou, *EUREF Analysis Centres Workshop*, Brussels, Belgium, October 25-26, 2017.
12. Circi, Ch., Romagnoli, D., Fumentì, F., Halo orbit dynamics and properties for a lunar global positioning system design, *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*, 2014, vol. 442, pp. 3511–3527. DOI: 10.1093/mnras/stu1085.
13. Микрин Е.А., Михайлов М.В., Орловский И.В., Рожков С.Н., Краснополянский И.А. Спутниковая навигация окололунных космических аппаратов и объектов на поверхности Луны // Гирокоспия и навигация. 2019. №1 (27). С. 22–32. DOI: 10.17285/0869-7035.2019.27.1.022-032.
14. Yang, Y., Gao, W., Guo, S., Mao, Y., Yang, Y., Introduction to BeiDou-3 navigation satellite system, *Navigation*, 2019, vol. 66, pp. 7–18. DOI: 10.1002/navi.291.
15. Jing, S., Zhan, X., Lu, J., Feng, S., Ochieng, W., Characterisation of GNSS Space Service Volume, *Journal of Navigation*, 2015, no. 68 (1), pp. 107-125. DOI: 10.1017/S037346331400047.

Mikrin, E.A., Mikhailov, M.V., Orlovskii, I.V., Rozhkov, S.N., Semenov, A.S., and Krasnopol'skii, I.A. (S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia), Korolev, Moscow Region, Russia)

Circumlunar Spacecraft Navigation Using the Measurements from Global Navigation Satellite Systems GLONASS, GPS, Galileo and BeiDou, *Girokopiya i Navigatsiya*, 2019, vol. 27, no. 3 (106), pp. 3–17.

Abstract. The study makes an approach to the problem of circumlunar spacecraft navigation using the measurements from the global navigation satellite systems (GNSS) GLONASS, GPS, Galileo and BeiDou. Algorithms have been developed for determining the orbits of low- and high-orbit circumlunar spacecraft, based on the method of dynamic filtering of pseudo-range measurements from "reverse" navigation satellites (NS). The solution to the navigation problem has been simulated by the measurements from four GNSS, and by those from the NS of GLONASS and GPS only. Accuracy and dynamic characteristics of the obtained solutions have been determined and compared to similar solutions for geostationary spacecraft.

Key words: GLONASS, GPS, GALILEO, BeiDou, navigation, measurement, model, satellite navigation on the Moon.

REFERENCES

1. Mikrin, E.A. and Mikhailov, M.V., *Navigatsiya kosmicheskikh apparatov po izmereniyam ot global'nykh sputnikovyykh navigatsionnykh sistem* (Spacecraft Navigation Using Measurements from Global Navigation Satellite Systems), Moscow: MGTU im. N.E. Bauman, 2017.
2. Mikrin, E.A. and Mikhailov, M.V., *Orientatsiya, vyvedenie, sblizhenie i spusk kosmicheskikh apparatov po izmereniyam ot global'nykh sputnikovyykh navigatsionnykh sistem* (Orientation, Ascent, Rendezvous and Descent of Spacecraft Based on Measurements from Global Navigation Satellite Systems), Moscow: MGTU im. N.E. Bauman, 2017.

3. **Mikhailov, N.V.**, *Avtonomnaya navigatsiya kosmicheskikh apparatov pri pomoshchi sputnikovyx radionavigatsionnykh sistem* (Autonomous Navigation of Spacecraft Using Satellite Radio Navigation Systems), St. Petersburg: Politehnika, 2014.
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, *Solar System Research*, 2017, vol. 51, no. 7, p. 654. DOI: 10.1134/S0038094617070061.
5. **Chebotaev, V.E., Kudymov, V.I., Zvonar', V.D., Vnukov, A.A. and Vladimirov, A.V.**, The concept of circumlunar navigation, *Issledovaniya naukoigrada*, 2014, vol. 10, no. 4, pp. 14–20.
6. **Mikrin, E.A., Orlovskii, I.V., Mikhailov, M.V., Rozhkov, S.N. and Krasnopol'skii, I.A.**, Satellite navigation of spacecraft in lunar orbit, *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2018, vol. 21, no. 2, pp. 63–70.
7. **Winkler, S., Ramsey, G., Frey, C., Chapel, J., Chu, D., Freesland, D., Krimchansky, A. and Concha, M.**, GPS receiver on-orbit performance for the GOES-R spacecraft, *Proc. 10th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems*, Salzburg, Austria, 2017.
8. **Nazarov, A.E. and Evgrafov, A.E.**, Using an autonomous navigation system on geostationary spacecraft Electro-L, *Multifunctional Space Navigator Platform. On the occasion of the 80th anniversary of Lavochkin Research and Production Association and the 60th anniversary of the space era*, Khimki, Moscow, 2017, pp. 313–331.
9. **Marareskul, D.I.**, The method of increase of availability of high orbit spacecraft navigation support by GLONASS, *Bulletin of Academician M.F. Reshetnev Siberian Aerospace University*, 2013, vol. 52, no. 6, pp. 82–88.
10. **Bartenev, V.A., Grechkoseev, A.K. and Marareskul, D.I.**, GLONASS and GPS application for navigation of geostationary and high-elliptical spacecraft: Navigation methods, equipment configuration and test techniques, *Kosmonavtika i raketostroyeniye*, 2007, vol. 48, no. 3, pp. 23–30.
11. **Caporali, A. and Nicolini, L.**, Comparison between broadcast and precise orbits: GPS, GLONASS, Galileo and BeiDou, *EUREF Analysis Centres Workshop*, Brussels, Belgium, 2017.
12. **Circi, Ch., Romagnoli, D. and Fument, F.**, Halo orbit dynamics and properties for a lunar global positioning system design, *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*, 2014, vol. 442, pp. 3511–3527. DOI: 10.1093/mnras/stu1085.
13. **Mikrin, E.A., Mikhailov, M.V., Orlovskii, I.V., Rozhkov, S.N. and Krasnopol'skii, I.A.**, Satellite navigation of lunar orbiting spacecraft and objects on the lunar surface, *Gyroscopy and Navigation*, 2019, vol. 10, no. 2, pp. 54–61.
14. **Yang, Y., Gao, W., Guo, S., Mao, Y., Yang, Y.**, Introduction to BeiDou-3 navigation satellite system, *Navigation*, 2019, vol. 66, pp. 7–18.
15. **Jing, S., Zhan, X., Lu, J., Feng, S., Ochieng, W.**, Characterisation of GNSS space service volume, *Journal of Navigation*, 2015, vol. 68, no. 1, pp. 107–125.

Материал поступил 27.02.2019