



УДК 527: 523.3

**В. Е. Чеботарев, В. И. Кудымов, В. Д. Звонарь,
А. А. Внуков, А. В. Владимиров**

*ОАО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнева»,
г. Железногорск, Красноярский край, Россия*

КОНЦЕПЦИЯ ОКОЛОЛУННОЙ НАВИГАЦИИ

Формулируются требования к информационно-навигационному обеспечению различного класса потребителей на поверхности Луны и в окололунном космическом пространстве. Рассматриваются принципы спутниковой навигации и соответствующие орбитальные структуры. Определяется частотный план для окололунной навигации и связи. Решается задача интеграции функций навигации и связи на уровне потребительской аппаратуры и спутника.

Ключевые слова: окололунная навигация и связь, базовая лунная станция, навигационно-связной спутник Луны.

**V. E. Chebotarev, V. I. Kudymov, V. D. Zvonar,
A. A. Vnukov, A. V. Vladimirov**

*JCS «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems»,
Zheleznogorsk, Russia*

CIRCUMLUNAR NAVIGATION

We formulated the requirement to customer-tailored navigation on lunar surface and circumlunar space. In the article we have considered the principles of satellite navigation and corresponding on-orbit structures. We have talked the problem of navigation-to-communication at the user unit and a satellite.

Key words: circumlunar navigation and communication, base lunar station, navigation – communications satellite.

Решение задачи промышленного освоения Луны обуславливает упреждающее развитие средств обеспечения связью и навигацией мобильных транспортных средств на поверхности Луны, а также космических средств в окололунном космическом пространстве, то есть создание на постоянной основе лунной информационно-навигационной обеспечивающей системы (ЛИНОС) длительного функционирования.

В ранее представленных авторских статьях рассмотрены вопросы обеспечения связью окололунных потребителей, предложены типы орбитальных группировок, рассмотрены вопросы упреждающего создания сети се-

ленодезических пунктов, расчет радиолиний «Земля–Луна» и требования по размещению базовой лунной станции связи на поверхности Луны [5]. В настоящей статье основное внимание уделено вопросам навигационного обеспечения и интеграции в ЛИНОС функций навигации и связи.

1. Формирование требований к информационно-навигационному обеспечению

Спутниковые системы информационно-навигационного обеспечения потребителей в зоне Луны предназначены для создания необходимых условий эффективного изучения и освоения Луны в части телекоммуникационного и навигационного обеспечения процессов управления полетом лунных автоматиче-

ских аппаратов и пилотируемых экспедиционных комплексов, координатно-временной привязки результатов космических исследований и экспериментов, координатно-временного и информационного обеспечения функционирования членов экспедиций и персонала постоянно действующих баз на поверхности Луны [4–6].

Зона информационно-навигационного обеспечения разделяется на две существенно различные области размещения потребителей: окололунное космическое пространство и поверхность Луны.

Окололунное космическое пространство охватывает сферическую область с радиусом от центра Луны до 20 000 км, в которую попадают:

- космические потребители, осуществляющие орбитальные маневры на подлетных траекториях для попадания в заданный район поверхности Луны или перевода на окололунную орбиту;
- космические потребители, осуществляющие пассивный полет по окололунным орбитам;
- космические потребители, проводящие орбитальные маневры для перехода на другую орбиту, для попадания в заданный район поверхности Луны или для обеспечения отлета от Луны.

Информационно-навигационное обеспечение космических потребителей проводится на участках пассивного полета по орбите, охватывающих зоны выдачи импульса для орбитального маневра. Чем длительнее участок навигационных измерений, тем точнее корректируется орбита и прогнозируются конечные параметры точки встречи с поверхностью Луны.

Работа с космическими потребителями по навигационному обслуживанию может быть заранее спланирована и, учитывая их малочисленность, разнесена во времени. Требования к точности навигационно-временного обеспечения не могут быть высокими из-за больших погрешностей реализации корректирующего импульса и ограничены следующими диапазонами: 100 м, 1 м/с, 1 мкс.

На поверхности Луны потребителями, нуждающимися в информационно-навигационном обеспечении, являются мобильные транспортные средства, используемые для доставки научной аппаратуры, экипажа, вспомогательных систем и средств в заданный район

(точку) на поверхности Луны (мобильные потребители). Работа по навигационному обслуживанию может быть заранее спланирована.

Требования к точности навигационно-временного обеспечения не могут быть высокими из-за малой динамики перемещения и ограничены следующими диапазонами: 10 м (в плане), 0,5 м/с, 0,1 мкс, а длительность сеансов навигации не более 0,2 ч с периодичностью 1–2 ч.

При проведении научных экспедиций на поверхности Луны может быть востребована высокоточная апостериорная координатная привязка результатов космических научных исследований и экспериментов в выбранной навигационной точке (не хуже 1 м) с организацией плановых и достаточно длительных сеансов измерений навигационных параметров (стационарные потребители).

На основании изложенного сформулируем основополагающие требования к информационно-навигационному обеспечению:

- непрерывная по времени доступность на любом из участков полета и во всем регионе ожидаемых перемещений персонала лунных баз;
- программное обслуживание ограниченного контингента потребителей;
- координатно-временная привязка лунных космических, мобильных и стационарных потребителей на уровне, достигнутом земными космическими навигационными системами.

2. Исследование и выбор метода спутниковой навигации

Спутниковая радионавигация для наземных потребителей использует совокупность наземных и космических средств, образующих космическую навигационную систему (КНС) и реализующих *пассивный* метод навигации [1–3]. В основе *пассивной* спутниковой радионавигации лежит излучение с НКА высокостабильного навигационного радиосигнала, используемого потребителем для навигационных измерений, получения навигационной информации о параметрах движения НКА на каждый момент измерения (эфемериды) и оцифрованной шкалы спутникового времени. Таким образом, потребители работают только на прием, то есть *пассивно*, что позволяет СНРС обслуживать их неограниченное число. Полученные результаты измерений вместе с принятой с

НКА навигационной информацией позволяют вычислить параметры движения на борту самого потребителя (самоопределение). Для реализации пассивного метода навигации НАП потребителя должна состоять из приемоизмерительного блока, стандарта частоты и времени, а также ЦВМ для обработки измерений и вычисления навигационных параметров: координат, скорости, времени.

Пассивный метод навигации, использующий радиально-скоростные измерения дальности (доплеровский метод), обеспечивает по одному прохождению КА в зоне радиовидимости измерения доплеровского приращения частоты, прием эфемеридно-временной информации и шкалы времени спутника с последующим вычислением поправки к широте и долготе, а также поправки времени. Периодичность и точность навигационных определений зависят от количества КА в орбитальной группировке (ОГ), типа используемых орбит. Желательно использовать приполярные, круговые орбиты с достаточно малой высотой (для увеличения доплеровского приращения частоты).

Пассивный метод навигации, использующий беззапросный дальномерный (разностно-дальномерный) метод измерения дальности, позволяет практически в реальном масштабе времени определить полный вектор состояния потребителя, включающего в себя три пространственных координаты, три составляющих скорости и поправку времени, если ОГ обеспечивает одновременную видимость потребителем не менее 4 КА.

Если использовать *запросный* дальномерный метод измерения дальности (активная спутниковая радионавигация), то ОГ должна обеспечивать одновременную видимость потребителем минимум 3 НКА [1; 3]. В запросном дальномерном методе НКА выступает как источник или ретранслятор навигационных сигналов, посылаемых из единого Центра, что обеспечивает синхронизацию ответных сигналов потребителей. Для этого потребителя необходимо оснастить приемником, который ретранслирует запросные сигналы и имеет возможность получать вычисленные Центром данные о собственном местоположении.

Для малочисленных окололунных потребителей предпочтительно применять *активную навигацию* по следующим причинам:

- уменьшается требуемое для непрерывной навигации количество НКА в ОГ (дальномерный метод);
- получаемые координаты потребителя одновременно используются как самим потребителем, так и Центром (решается задача диспетчирования и управления движением);
- аппаратура потребителя решает простую задачу ретрансляции запросных сигналов и информационного обмена (прием вычисленных центром данных о собственном местоположении), то есть выполняет функции связного терминала.

3. Обоснование архитектуры орбитальной группировки

Возможность реализации окололунной спутниковой навигации в значительной степени зависит от устойчивости окололунных орбитальных группировок. Гравитационное поле Луны в отличие от земного имеет менее регулярную структуру, обусловленную наличием у поверхности Луны больших локальных аномалий (масконы), а по мере удаления от поверхности Луны все более существенное влияние на конфигурацию поля оказывают возмущения Земли (в первую очередь), Солнца, планет [6].

Проведенные исследования эволюции орбит лунных КА выявили, что для навигации и связи на поверхности Луны пригодны почти круговые наклонные орбиты с большими полуосями в интервале 2000...20 000 км (соответствующие высоты ~260...18 260 км) [4]. Для многоспутниковой окололунной ОГ необходимо ограничить номенклатуру околокруговых орбит высотами 1000...4260 км и наклонением 58° в целях снижения затрат рабочего тела на коррекцию орбиты. Для этих высот устойчивость ОГ обеспечивается в пределах 150...200 суток при соответствующем подборе начальных параметров орбит. Поэтому при больших сроках функционирования необходимо корректировать параметры орбиты. Затраты характеристической скорости на поддержание устойчивости ОГ составляют не более 1,2 м/с в одном цикле коррекции и не более 30 м/с за 10 лет.

Одним из свойств ОГ космических систем является кратность глобального покрытия. Для обеспечения связи достаточно однократного покрытия поверхности Луны, чтобы обеспечить 100 % доступность к си-

стеме. Для навигационных систем требуется как однократное (доплеровский метод), так и 3–4-кратное покрытие поверхности Луны (дальномерный запросно-беззапросный метод). Поэтому ОГ должна выбираться в первую очередь исходя из требований навигационного обеспечения.

Согласно проведенным исследованиям [5] обеспечение связью потребителей на поверхности Луны (100 % однократное покрытие при рабочих углах места 5°) реализуется следующими ОГ:

- высота орбиты 1000 км, наклонение 90° (58°), количество КА – 18 (15), размещенных равномерно в 3 плоскостях;
- высота орбиты 1500 км, наклонение 90° (58°), количество КА – 10 (8), размещенных равномерно в 2 плоскостях;
- высота орбиты 4260 км, наклонение 90° (58°), количество КА – 8 (6), размещенных равномерно в 2 плоскостях.

Для целей навигации трехплоскостная структура ОГ из 15 КА с наклонением орбиты 58° , высотой 4260 км обеспечивает глобальное 100 % 3-кратное покрытие и глобальное 99,8 % 4-кратное покрытие поверхности Луны [4], а из 18 КА 100 % 4-кратное покрытие поверхности Луны.

Анализ проведенных исследований по ОГ [4; 5] позволяет осуществить предварительный синтез следующих альтернативных вариантов структур ОГ, одновременно обеспечивающих навигацию и связь потребителей, размещаемых на поверхности Луны:

1. ОГ с однократным покрытием для дуплексной связи и пассивной доплеровской навигации: высота орбиты 1000 км ($a = 2737$ км), наклонение 58° , количество НКА – 15, размещенных в трех плоскостях, равномерно по 5 КА в плоскости.
2. ОГ с 3(4)-кратным покрытием для дуплексной связи и активной (пассивной) дальномерной навигации: высота орбиты 4260 км ($a = 6000$ км), наклонение 58° , количество НКА – 15 (18), равномерно размещенных в трех плоскостях.
3. ОГ с двукратным покрытием для дуплексной связи и активной дальномерной навигации: высота орбиты 4260 км ($a = 6000$ км), наклонение 58° , количество НКА – 8–10, равномерно размещенных в двух плоскостях.

Первый и второй варианты ОГ мало отличаются по количеству КА, поэтому вы-

бор должен осуществляться между ними и третьим вариантом, который дает существенный выигрыш по количеству КА. В первую очередь необходимо обосновать возможность применения доплеровского метода навигации для этого класса орбит (высоты 1000–4260 км), исходя из требований по точности и длительности навигационных определений, а также принципов организации баллистического обеспечения: эфемеридно-временного и геодезического обеспечения.

В настоящее время баллистическое обеспечение лунных миссий осуществляется наземными средствами дальней космической связи и автономными системами доставляемых к Луне космических средств. Создание орбитальной группировки спутников Луны, решающей задачи связи и навигации, связано с необходимостью упреждающего размещения на поверхности Луны базовой станции информационного обеспечения, а также триангуляционной селенодезической сети пунктов, используемых для решения задачи баллистического обеспечения спутников. Это позволит повысить точность навигационных определений и расширит зону обслуживания, охватывающую обратную сторону Луны.

Предлагается орбитальные измерения спутников Луны проводить с помощью специально создаваемой триангуляционной селенодезической сети пунктов на базе автономных селенодезических пунктов (СДП) с длительным сроком эксплуатации. Этому принципу удовлетворяют СДП, оснащенные пассивными отражателями сигналов спутника в радиотехническом диапазоне. В этом случае в режиме ретрансляции средствами СДП запросного сигнала на спутнике проводятся измерения дальности до СДП, которые передаются в Центр. Реализация запросного режима обеспечивается установкой на спутнике радиотехнического приемопередающего измерительного комплекса, а также средств межспутниковых измерений и информационного обмена. Для рассматриваемых типов орбит достаточно 10–12 СДП, равномерно размещенных на поверхности Луны. Задача построения триангуляционной селенодезической сети пунктов включает разработку селенодезического спутника и селенодезических пунктов, доставку их в зону приме-

нения. Эта проблема подробно исследована в работе [6].

4. Особенности информационно-навигационного обеспечения космических потребителей

При информационно-навигационном обеспечении мобильных потребителей, перемещающихся по поверхности Луны, КА должен излучать сигнал в конусе, охватывающем Луну. Исходя из этого требования рассчитаем ширину диаграммы направленности глобальной антенны для случая нулевого угла места видимости потребителем Π_0 КА, (рис. 1):

$$\gamma_0 = \arcsin \left(\frac{R_{\text{Jl}}}{r_{\text{cA}}} \right), \quad (1)$$

где $R_{\text{л}}$ – радиус Луны; $r_{\text{КА}}$ – радиус-вектор орбиты КА.

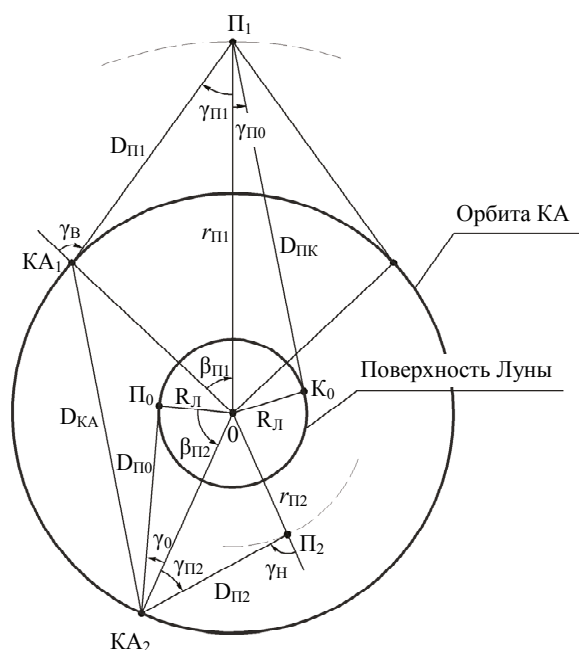


Рис. 1. Схема взаимной видимости
«КА–потребитель»

Для космического потребителя, находящегося выше орбиты КА (Π_1), навигация возможна, если на КА установить антенну, излучающую сигнал во внешнюю полусферу, а для находящегося ниже орбиты КА (Π_2) спутниковая навигация возможна, если на КА сформировать отдельный узкий луч, отклоняемый на заданный угол γ_{Π_2} , или расширить диаграмму до полусферы.² Расчет угла γ_{Π_2} зависимости от положения потребителя β_{Π_2} проводится с использованием следующего уравнения (рис. 1):

$$\beta_{\Pi_2} = \arcsin \cdot \left(\frac{r_{\text{KA}}}{r_{\Pi_2}} \sin \gamma_{\Pi_2} \right) - \gamma_{\Pi_2}, \quad (2)$$

где $r_{\text{П}_2}$ – радиус-вектор орбиты космического потребителя, $r_{\text{П}_2} < r_{\text{КА}}$;

Одновременно с этим у космического потребителя, находящегося выше орбиты КА (Π_1), должна быть антенна, ширина диаграммы которой определяется углом γ_{Π_1} (рис. 1):

$$\gamma_{\Pi_1} = \arcsin \left(\frac{r_{\text{KA}}}{r_{\Pi_1}} \right), \quad (3)$$

где $r_{\text{пл}}$ – радиус-вектор орбиты космического потребителя, $r_{\text{пл}} > r_{\text{КА}}$.

Для случая, когда космический потребитель находится ниже орбиты КА (Π_2), антенна потребителя должна обеспечивать прием сигнала в диапазоне углов $0 < \gamma_n < 180^\circ - \gamma_0$:

$$\gamma_{\mathrm{H}} = 180^\circ - \arcsin \left(\frac{r_{\mathrm{KA}}}{r_{\mathrm{H_2}}} \sin \gamma_{\mathrm{H_2}} \right). \quad (4)$$

Таким образом, спутниковая навигация и связь космического потребителя с помощью околоракетной ОГ связаны с необходимостью обеспечения изотропного излучения сигнала (на всю сферу) или применения двухлучевой антенной системы, обслуживающей всю сферу. Аналогичным образом эта задача должна решаться и у потребителя.

5. Альтернативное навигационно-связное обеспечение космических потребителей

В качестве альтернативы можно рассматривать вариант навигационного обеспечения космических потребителей с помощью сети селенодезических пунктов (СДП). В этом случае космический потребитель излучает запросный сигнал через антенну, ширина диаграммы направленности которой должна удовлетворять условию (рис. 1)

$$\gamma_{\Pi_0} = \arcsin \cdot \left(\frac{R_{\mathbb{J}}}{r_{\Pi_1}} \right). \quad (5)$$

Группа из трех и более СДП ретранслирует запросный сигнал космического потребителя, тем самым реализуется триангуляционный метод измерений орбиты космического потребителя. Однако информационное обеспечение космического потребителя в данном

случае должно осуществляться непосредственно наземными станциями связи и только на орбитах, видимых с Земли (вне зон экранирования Луной). В этом варианте на космическом потребителе должна быть установлена навигационно-связная аппаратура.

6. Выбор частотного диапазона для околорунной навигации

Для околорунной навигации из-за отсутствия атмосферы и ионосферы достаточно одночастотного сигнала. Выбор номинального значения частоты навигационного сигнала осуществим исходя из условия повышения энергетики радиолинии, возможности совмещения радиолинии связи и навигации, а также удовлетворения требований регламента радиосвязи для наземных служб.

Представим уравнение для расчета радиолинии в следующем виде [3]:

$$P_{\text{ПРМ}} = \frac{P_{\text{ПРД}} \cdot S_{\text{ПРД}} \cdot S_{\text{ПРМ}}}{\lambda^2 d^2}, \quad (6)$$

где $P_{\text{ПРМ}}$ – мощность принимаемого сигнала; $P_{\text{ПРД}}$ – мощность излучаемого сигнала; λ – длина радиоволны; d – дальность радиолинии; $S_{\text{ПРД}}, S_{\text{ПРМ}}$ – эффективная площадь антенны передающего и приемного пунктов.

Для оценки влияния длины радиоволны на параметры радиолинии преобразует уравнение (6) к следующему виду:

$$S_{\text{ПРД}} \cdot S_{\text{ПРМ}} = \lambda^2 \cdot d^2 \cdot \frac{P_{\text{ПРМ}}}{P_{\text{ПРД}}}. \quad (7)$$

При постоянных значениях $d, P_{\text{ПРМ}}, P_{\text{ПРД}}$ уменьшение длины волны позволяет уменьшить эффективную площадь антенн, что облегчает аппаратную реализацию как на КА, так и у потребителя.

Полагая возможным совмещение навигационного и связного радиосигнала, используем возможность применения частотного диапазона 11/14 ГГц земных станций спутниковой связи, выделенных регламентом радиосвязи (см. рис. 2): «Земля–Луна» – 14 ГГц, «Луна–Земля» – 11 ГГц.

Полагая, что базовая лунная станция связи (БЛСС) использует эту же радиолинию для связи с КА околорунной ОГ, получим следующий частотный план: «БЛСС–КА» – 11 ГГц, «КА–БЛСС» – 14 ГГц.

Учитывая малочисленность потребителей, принимаем этот же частотный план и для радиолинии: «КА – потребитель» – 14 ГГц, «Потребитель – КА» – 11 ГГц.

По результатам проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

1. Глобальная оперативная навигация и связь мобильных потребителей на поверхности Луны обеспечивается многоспутниковой ОГ, использующей круговые орбиты высотой 1000...4260 км и наклоном 58°. С увеличением высоты количество КА уменьшается с 15 до 6, однако снижается качество навигации доплеровским методом. Стабильность околорунных ОГ можно поддерживать периодической коррекцией орбит.
2. Оперативная спутниковая навигация и связь околорунных космических потребителей с помощью околорунной ОГ обеспечивается при реализации радиоконтакта для любого взаимного положения потребителя и КА (в верхней и нижней полусферах), что связано с необходимостью применения следящих лучевых антенных систем на КА и у потребителя, или организации изотропного излучения сигнала.

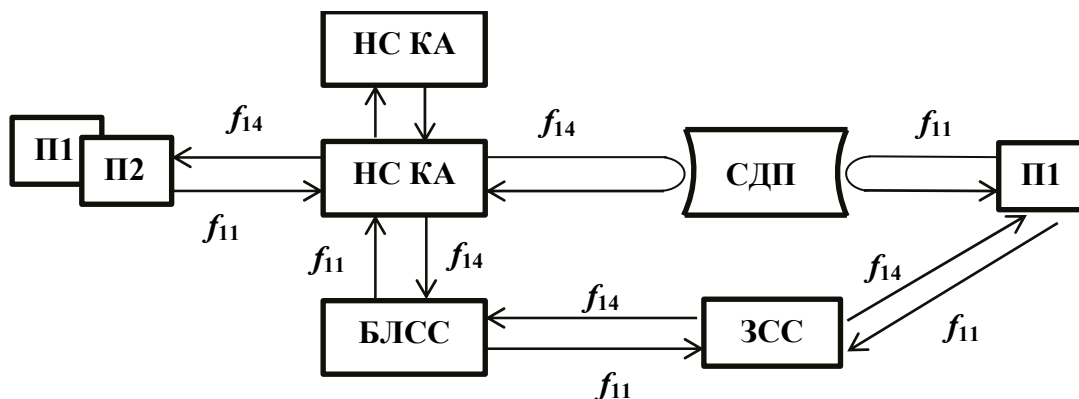


Рис. 2. Частотный план: ЗСС – земная станция связи; СДП – селенодезический пункт с пассивным радиоотражателем; НСК – навигационно-связной КА

3. На основании проведенного анализа предложено для целей навигации и связи использовать единый частотный план «Потребитель – КА» – 11 ГГц, «КА – потребитель» – 14 ГГц.
4. Рассмотрен вариант обеспечения окололунных космических потребителей связью непосредственно с наземными станциями и навигацией по схеме пассивного отражения селенодезическим пунктом запросного сигнала.

Библиографические ссылки

1. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В. С. Шебшаевич, П. П. Дмитриев, Н. В. Иванцев [и др.] ; под ред. В. С. Шебшаевича. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Радио и связь, 1993. 408 с.
2. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. 4-е изд., перераб. и доп. М. : Радиотехника, 2010. 800 с. : ил.
3. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосм. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с., [24] с ил.
4. Болкунов А. И., Сердюков А. И., Игнатович Е. И., Балашова Н. Н., Синцова Л. Н., Золкин И. А. Выбор орбитальной группировки для лунной информационно-навигационной обеспечивающей системы. М. : Технический журнал «Полет», 2012. № 3. С. 52–59.
5. Чеботарев В. Е., Шмаков Д. Н., Анжина В. А. Концепция лунной системы спутниковой связи // Исследования наукограда. 2014. № 1(7). С. 26–31.
6. Чеботарев В. Е., Звонарь В. Д., Грицан О. Б., Внуков А. А. Концепция построения триангуляционной селенодезической сети // Исследования наукограда. 2014. № 2(8). С. 15–21.
7. Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований : в 2 т. Т. 1 / сост. : В. В. Ефанов, И. Л. Шевалев ; под ред. В. В. Ефанова, К. Н. Пичхадзе. М. : Изд-во МАИ, 2012. 526 с. : ил.

*Статья поступила в редакцию
03.11.2014 г.*