

Радиооптический навигационный лунный маяк-пенетратор: возможные проектные решения

© Л.В. Вернигора, А.О. Дмитриев, П.В. Казмерчук, Е.В. Леун, Ю.В. Панин, В.К. Сысоев

АО «НПО им. С.А. Лавочкина», г. Химки, Московская обл., 141402, Россия

Представлены предложения по созданию радиооптического навигационного лунного маяка на основе светоизлучающих диодов для создания точечных селенодизических реперов. Проанализирована технология создания систем лунного маяка для длительной работы в условиях Луны. Отмечена возможность повышения надежности приема сигнала маяка и проведения измерений как в светлое, так и в темное время лунных суток с помощью полупроводниковых излучателей в инфракрасном (0,85 мкм) и ультрафиолетовом (0,24 мкм) диапазонах. Предложено в качестве конструкции для создания лунных маяков применение двухкомпонентного пенетратора, оснащенного термоэлектрическим генератором для преобразования тепловой энергии в электрическую за счет температурного градиента в лунном реголите и тепловой трубой, которая соединяет носовую и хвостовую части пенетратора, для обеспечения высокой теплопередачи.

Ключевые слова: Луна, светоизлучающие маяки, селенодизическая навигационная сеть, пенетратор

Введение. В настоящее время возрос интерес к освоению лунного пространства, беспилотные и пилотируемые полеты на Луну планируют как государственные космические агентства, так и частные космические компании. Строительство Лунной орбитальной платформы (LOP-G) и создание на Луне обитаемых баз будут способствовать увеличению частоты посадок и обусловит необходимость безопасной мягкой посадки последовательных миссий в непосредственной близости одной от другой. Одним из предпочтительных мест для исследования поверхности Луны является Южный полюс в связи с обнаружением летучих веществ в постоянно затененных кратерах в его пределах. Однако посадка на Южном полюсе Луны представляет собой сложную задачу вследствие условий освещения и потери прямой видимости Земли, сложной топографии, а также необходимости разработки новых подходов к созданию навигационных технологий [1, 2].

При проведении исследований на поверхности Луны, особенно для луноходов и пилотируемых аппаратов, крайне важно создание высокоточной системы позиционирования находящихся на Луне объектов.

В дальнейшем для развития инфраструктуры пилотируемой и роботизированной экспедиций потребуется создание постоянно действующей лунной навигационной системы (ЛНС) [3]. Известно достаточно много концепций таких ЛНС, построенных на различных физико-

технических основах [4–7]. Одним из ключевых элементов ЛНС считается использование информационных сигналов со станций на лунной поверхности, которые могут быть как в радио- [1], так и оптическом диапазоне [8, 9].

В основе ЛНС, предлагаемой в настоящей работе, лежат светоизлучающие маяки точечных размеров, измерение положения которых проводится с борта орбитальных космических аппаратов (КА) [10].

Предлагаемая схема координатных измерений не нуждается в группировке спутников (типа GPS или ГЛОНАСС) и позволяет проводить измерения с борта единичного спутника, что повышает надежность систем координатного позиционирования. Выполнение многократных измерений с борта орбитального КА углов между направлениями на светоизлучающие маяки и на звезды с помощью оптико-электронных приборов позволяют методами геодезического уравнивания результатов измерений сформировать (установить) высокоточную систему селенодезических координат, привязанную к этим маякам как к точечным реперам.

При размещении КА с измерительной оптической аппаратурой в точках Лагранжа позволит непрерывно наблюдать опорные светоизлучающие маяки и проводить позиционные измерения оснащенных ими объектов с высокой оперативностью и точностью [9, 11, 12].

Таким образом, эффективность ЛНС для реализации высокоточной посадки и контроля передвижения мобильных устройств по поверхности Луны может быть обеспечена связанной информационной системой «космический аппарат — сигнальная система на поверхности Луны».

Цель настоящей работы — проанализировать и дать предложения по эффективному построению проектного облика основного компонента ЛНС — радиооптического светоизлучающего лунного маяка-пенетратора.

Технические требования к радиооптическому светоизлучающему лунному маяку-пенетратору. Доставку первых радиооптических светоизлучающих лунных маяков-пенетраторов (далее — маяки-пенетраторы) следует осуществить на поверхность Луны вблизи Южного полюса с помощью КА «Луна-25» (проект «Луна-Глоб») и КА «Луна-27» (проект «Луна-Ресурс») [13]. Маяки спроектированы таким образом, что их излучение будет уверенно фиксироваться бортовой телевизионной камерой орбитального КА с орбитой 200 км по признаку существенного превышения светового потока над уровнем фоновой засветки, а также наземными телескопами с апертурой более 50 см [14].

Выбор длины волны оптического излучения определяется исходя из отражающей способности лунного грунта, а также спектральной чувствительности оптических приборов наблюдения. Предпочтение

отдается излучателям с длинами волн $\lambda = 0,85$ мкм и $\lambda = 0,24$ мкм. Основное преимущество ближнего инфракрасного диапазона (ИК-диапазона) излучателей — высокий КПД, оптико-электронных приборов наблюдения — высокая чувствительность. Кроме того, ИК-диапазон широко используется в космической технике. Преимуществом ультрафиолетового диапазона (УФ-диапазона) является минимальный фоновый сигнал от лунной поверхности, поскольку природных источников излучения в УФ-диапазоне очень мало. Ультрафиолетовые излучатели (УФ-излучатели) позволят снизить шумы и засветку солнечным излучением при наблюдении маяка-пенетратора с борта орбитального КА. Таким образом, использование в маяках-пенетраторах излучателей двух типов — ИК- и УФ-диапазона позволит повысить надежность высокоточной ЛНС [15], а также проводить измерения в светлое ($\lambda = 0,24$ мкм) и темное ($\lambda = 0,85$ мкм) время лунных суток.

В зависимости от задач предстоящих экспедиций для построения высокоточной ЛНС потребуется достаточное количество реперов. Доставка первых маяков-пенетраторов в южную приполярную область Луны планируется с помощью КА «Луна-27» и КА «Луна-28». Однако такие реперы будут нужны и в других районах.

Одним из наиболее простых и недорогих методов доставки светоизлучающих маяков на поверхность Луны служит использование пенетраторов. В работе [16] приведен детальный системный анализ всех проектов пенетраторов и сообщается, что свыше 10 исследовательских организаций осуществляют большой объем проектных и экспериментальных работ в этой области.

Один КА может доставить практически в любую область поверхности Луны несколько пенетраторов, снабженных светоизлучающими маяками, обеспечивая реперами для селенодезической навигационной сети.

С учетом изложенного выше к лунному маяку-пенетратору предъявляются следующие технические требования.

1. Возможность излучения в оптических диапазонах длин волн 0,24 мкм и 0,85 мкм.

2. Создание на данном маяке-пенетраторе энергосистемы мощностью 1...3 Вт, работающей в условиях Луны продолжительное время, в целях обеспечения функционирования информационного канала радиоприемного устройства и световых излучателей.

3. Введение в его состав сервисного блока управления (включая радиоприемник) с низким электропотреблением для управления маяком-пенетратором.

4. Соблюдение жестких требований к его конструкции по массе (она должна быть минимальной), приспособленность к работам в условиях больших температурных перепадов и при большом диапазоне ударных ускорений.

5. Наличие более трех унифицированных маяков-пенетраторов для обеспечения полноценной работы ЛНС.

6. Обеспечение мало затратной доставки маяков-пенетраторов на поверхность Луны.

Маяки в составе пенетраторов. Поскольку для ЛНС требуется, чтобы расстояние между маяками составляло несколько километров, развертывание маяков с использованием роботов-луноходов весьма затруднительно, а иногда и невозможно, поэтому маяки могут быть развернуты КА-предшественником как пенетраторы в достаточно большом количестве. Пенетраторы представляют собой автономные транспортные средства, предназначенные для функционирования после заглобления их в грунт планеты с помощью кинетической энергии.

Использование технологии пенетраторов — не простой метод, однако его преимущества могут превзойти недостатки, если маяки будут относительно небольшими по массе и недорогими. К преимуществам пенетраторов можно отнести следующие [1]:

- возможность избежать дорогостоящей и медленной установки людьми или роботами на поверхности;
- возможность использования маяками температурного градиента в реголите между заглубленной и остающейся на поверхности планеты частями маяков для выработки энергии;
- защищенность маяков от суровых лунных условий окружающей средой реголита.

Крайне важно, чтобы заглубляющаяся часть маяка-пенетратора проникала достаточно глубоко в реголит для достижения необходимого температурного градиента, оставаясь при ударе о реголит неповрежденной.

Высокоскоростные пенетраторы, несущие оборудование, с высокой скоростью сталкиваются с поверхностью планеты, что приводит их к заглублению до нескольких метров. При столкновении с корой поверхности планеты и трении ускорение аппаратуры достигает очень высоких значений. Для снижения пикового значения отклика на ускорение и повышения выживаемости приборов их конструкция должна быть ударозащитной. Для повышения выживаемости аппаратуры разработан [17] пенетратор с многослойной энергопоглощающей структурой, в которую входят пенонаполненная тонкостенная и внешняя защитная конструкции. Полученные с помощью эмпирических формул и теоретических расчетов результаты сравнивались с результатами численного анализа. Надежность модели численного моделирования пенетратора была проверена экспериментально. Результаты показали, что предлагаемая пенонаполненная тонкостенная конструкция формирует изоляцию от ударных воздействий и обеспечивает поглощение ударной энергии. Кроме того, эффекты изоляции

пенонаполненных тонкостенных конструкций в работе [17] были оценены по следующим факторам: по эффективности изоляции удара, эффективности нагрузки, пиковому ускорению, пиковой силе удара, по полному и удельному поглощению энергии. Данную технологию предлагается использовать и в рассматриваемом проекте.

Проектный облик маяка-пенетратора. Основные устройства, обеспечивающие выполнение целевой задачи, и сервисные системы, обуславливающие высокую работоспособность маяка-пенетратора, представлены на функциональной схеме (рис. 1).

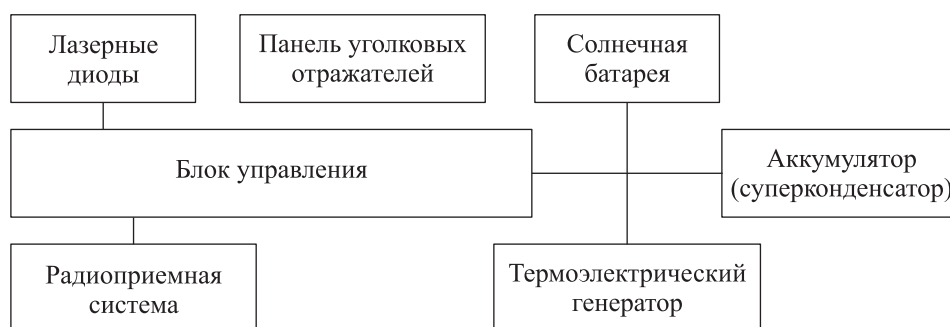


Рис. 1. Блок-схема радиооптического маяка-пенетратора

Лунный маяк-пенетратор будет состоять из двух частей (рис. 2):

1) носовой — проникающей части маяка в глубину реголита (от 1 до 3 м);

2) хвостовой — налунной части, остающейся на поверхности.

Немаловажной частью маяка-пенетратора являются соединяющие обе части устройства — тепловые трубы, кабели, световоды и др.

Оценки показывают, что, согласно данному проекту, маяк-пенетратор будет иметь следующие размеры:

- диаметр носовой части не более 100...150 мм;
- длину носовой части не более 1000 мм;
- диаметр хвостовой части в месте соприкосновения с лунной поверхностью — около 300 мм.

При этом масса маяка-пенетратора не должна превышать 35 кг.

В носовой части пенетратора размещаются излучающий модуль с лазерными диодами, излучение которых выводится на поверхность с помощью специальных металлизированных кварцевых световодов, термоэлектрический генератор (ТЭГ), блок суперконденсаторов и радиоприемник с блоком электроники. В носовой части пенетратора также предусмотрена энергопоглощающая структура, в которую входят защитные пенонаполненная (алюминиевая пена) конструкция и внешняя конструкция для обеспечения защиты аппаратуры от ударной нагрузки. Связь приемной радиоантенны и приемника на глубине

будет осуществляться по электрическому кабелю-тросу с металлической основой, целью которого также будет принятие нагрузок при заглублении после контакта с поверхностью.

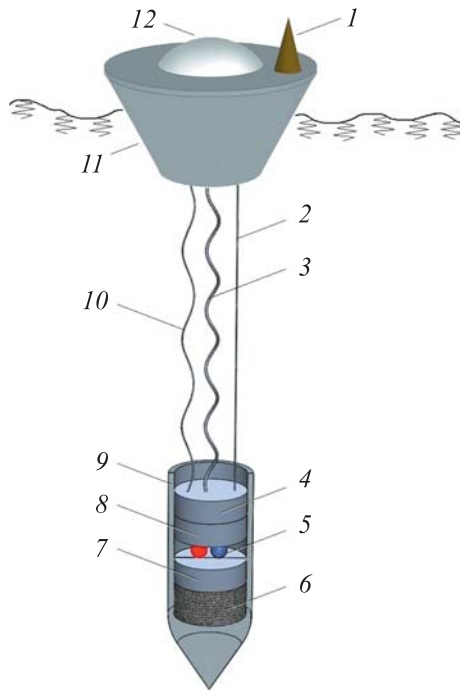


Рис. 2. Проектный облик конструкции светящегося маяка на основе двухкомпонентного пенетратора:

1 — приемная радиоантенна; 2 — электрический кабель-трос; 3 — гибкие тепловые трубы; 4 — термоэлектрический генератор; 5 — излучающий модуль с лазерными диодами; 6 — пенонаполненная тонкостенная конструкция; 7 — радиоприемник с блоком электроники; 8 — блок суперконденсаторов; 9 — корпус носовой части; 10 — световод; 11 — корпус хвостовой части (демпфирующая часть); 12 — оптическая сборка

Отсутствие необходимости выполнять научные измерения на поверхности Луны дает возможность разместить всю аппаратуру на глубине более 1 м в носовой части пенетратора в условиях постоянной низкой температуры окружающей среды ($-35\text{ }^{\circ}\text{C}$). Размещение излучающего модуля и радиоприемника с блоком электроники в носовой части позволит сэкономить на массе и энергетике пенетратора, поскольку не требуется обеспечивать теплоизоляцию хвостовой части, находящейся на поверхности. Это является важным преимуществом, так как затраты на системы обеспечения теплового режима (СОТР) крайне существенны, особенно с учетом того, что ТЭГ вырабатывает очень ограниченное количество энергии. Ударная нагрузка при схеме сброса с высоты 3 км (схема захода на сброс с такой высоты отработана в АО «НПО им. С.А. Лавочкина») составит примерно 300g и вычисляется по следующим формулам:

$$t = \sqrt{\frac{2h}{g_{\text{л}}}}; \quad (1)$$

$$v = g_{\text{л}}t; \quad (2)$$

$$a = \frac{v^2}{2S}, \quad (3)$$

где t — время полета пенетратора до поверхности Луны; h — высота сброса пенетратора, $h = 3$ км; $g_{\text{л}}$ — ускорение свободного падения на Луне, $g_{\text{л}} = 1,6$ м/с²; v — максимальная скорость, которую разовьет пенетратор при падении с высоты сброса; a — ускорение в момент удара; S — глубина, на которую проникнет носовая часть пенетратора.

Данные оценки имеют предварительный характер, поэтому требуется детальное численное моделирование [18, 19]. Тем не менее порядок приведенных ускорений достаточен для анализа конструкции пенетратора.

Рассчитанные значения перегрузок для головной и хвостовой частей маяка-пенетратора не являются критичными для современного уровня устройств ударостойкого исполнения.

Разница температур между заглубленной частью пенетратора и частью, остающейся на поверхности и подверженной температурному воздействию, в зависимости от времени лунных суток, приводит в действие ТЭГ, который непрерывно преобразует тепловую энергию в электрическую с использованием эффекта Зеебека и накапливает ее с помощью суперконденсаторов. Главные преимущества ТЭГ — компактность и надежность, поскольку в них отсутствуют движущиеся части. Однако есть и существенный недостаток — чрезвычайно низкий КПД (примерно 6 %), вследствие чего необходим температурный градиент. Генерируемая мощность от ТЭГ зависит от размеров модулей, КПД, средней температуры и разницы температуры холодной и горячей пластин.

В хвостовой части маяка-пенетратора размещена пассивная часть приборов — оптическая сборка для формирования необходимого направления и угла расходимости лазерного излучения, а также радиоантенна для приема сигнала от орбитального КА. Площадь поперечного сечения хвостовой части маяка-пенетратора превышает площадь сечения носовой части, поэтому хвостовая часть будет испытывать большие перегрузки и большая часть ее конструкции будет содержать демпфирующий сминающийся материал — амортизатор пассивного характера. Лазерный диод может активироваться как по заложенной программе, благодаря чему его можно наблюдать с помощью наземных оптических телескопов и оптической аппаратуры КА, находящихся в точках либрации, так и по радиосигналу, когда орбитальный аппарат попадает в зону видимости радиоантенны. Характер светового сигнала маяка по продолжительности и частоте вспышек обеспечивается кодирующим устройством блока электроники, что позволит уверенно идентифицировать искусственное происхождение с орбитального КА. Местоположение маяка-пенетратора

при этом будет зафиксировано с точностью, соответствующей пространственному разрешению бортовой телекамеры орбитального КА.

Оптическая сборка в хвостовой части представляет собой конструкцию в виде полусферы диаметром 200 мм, в которой расположены оптические линзы.

Носовая и хвостовая части пенетратора соединяются между собой теплопроводом на основе тепловых труб. Такой теплопровод может быть выполнен в виде спирали. Современное развитие тепловых труб обеспечивает практически любую геометрическую конфигурацию теплопровода [20].

Таким образом, использование тепловых труб для соединения носовой и хвостовой частей маяка-пенетратора делает возможным обеспечить высокую теплопередачу, обуславливая высокоэффективную работу ТЭГ в отличие от медного стержня, предложенного в работе [1]. Это вызывает необходимость разработки тепловой трубы с учетом перечисленных выше условий, причем имеющиеся технологии позволяют надеяться на ее реализацию.

Экспериментально подтверждено, что потери на тепловой трубе при ее использовании обычно не превышают $3...5^\circ$ и ими можно пренебречь. Таким образом, на ТЭГ действует разность температур между носовой частью маяка-пенетратора, заглубленной в грунт (-35°C в постоянном режиме), и хвостовой частью на поверхности (отличается в разное время лунных суток: $+127^\circ\text{C}$ — в светлое и -173°C — в темное):

$$\Delta T = T_{\text{пов}} - T_{\text{грунт}}$$

Эффективность ТЭГ, характеризуемая выходной мощностью, во многом зависит от ее так называемой средней точки (рабочей точки), которая условно определяется температурой полудиапазона:

$$T_{\text{р.т}} \approx \Delta T / 2.$$

Для этих данных использование в составе маяка-пенетратора со средней точкой 81°C для светлого времени лунных суток и 69°C — для темного ТЭГ совместно с тепловыми трубами на основе капиллярной структуры из коррозионностойкой стали с внешним диаметром 12 мм (с толщиной стенки 1 мм) и длиной до ≈ 1 м позволит получать выходную мощность примерно $0,3...0,5$ Вт. Малогабаритные ТЭГ ($40 \times 40 \times 4$ мм) уже активно применяются [21].

Для разных временных промежутков (темного и светлого времени лунных суток) необходимы две тепловые трубы с разными теплоносителями:

1) фреон-13 или пропилен для темного времени с рекомендуемым температурным диапазоном от -10°C до -150°C и максимальной теплопередающей способностью 27 Вт·м;

2) этанол или ацетон для светлого времени с рекомендуемым температурным диапазоном от $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $190\text{ }^{\circ}\text{C}$ и максимальной теплотеплопередающей способностью $45\text{ Вт}\cdot\text{м}$.

Поскольку предполагается, что маяк-пенетратор будет работать в квазиимпульсном режиме, т. е. излучать кодированные световые импульсы по запросу радиопередатчика КА, то количества накопленной на суперконденсаторе энергии будет достаточно. В дальнейшем появится необходимость в детальной разработке циклограммы его работы.

Для обеспечения многофункциональности маяк-пенетратор может быть дополнен лазерными ретрорефлекторами в хвостовой части.

Заключение. Предложен проект конструкции радиооптического светоизлучающего лунного маяка в составе двухкомпонентного пенетратора для создания ЛНС.

Для обеспечения долговечной и эффективной работы маяков-пенетраторов выдвинуты следующие предложения:

- использовать тепловую трубу в конструкции маяка-пенетратора в целях реализации теплопередачи с минимальными потерями и для высокоэффективной работы ТЭГ по преобразованию тепловой энергии в электрическую, используя температурный градиент в реголите;

- разместить источники оптического излучения в носовой части маяка-пенетратора с эффективным выводом излучения через световод для защиты их от высоких перепадов температуры на поверхности Луны и обеспечения необходимых условий для их бесперебойной работы;

- использовать лазерные излучатели в двух диапазонах — ИК-диапазоне и УФ-диапазоне для повышения надежности высокоточной ЛНС и проведения измерения в светлое ($\lambda = 0,24\text{ мкм}$) и темное ($\lambda = 0,85\text{ мкм}$) время лунных суток.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Toldbo Ch., Kiss A., Törjék N., Vázquez C.A.T., Bényei D.L., Therkelsen M. Deployment method and optimal placement of surface beacon navigation system for co-located lunar landings. *Acta Astronautica*, 2022, vol. 193, pp. 432–443.
- [2] Матвеев Ю.А., Сысоев В.К., Феофанов А.С. Аналитический обзор космических аппаратов для контактных исследований Луны. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2019, № 6, с. 23–32.
- [3] Багров А.В., Митькин А.С., Москатиньев И.В., Сысоев В.К., Юдин А.Д. Предложения по развитию инженерной инфраструктуры как важного этапа в исследовании и освоении Луны. *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2018, № 4 (42), с. 24–30.
- [4] Каплев С.А., Кременецкий Н.О., Игнатович Е.И., Болкунов А.И. Выбор структуры орбитальной группировки лунной навигационно-связной системы для различной кратности покрытия и этапов предоставления услуг. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2019, № 11, с. 3–19.

- [5] Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В., Симонов А.В. Анализ устойчивости орбит искусственных спутников Луны и выбор конфигурации лунной навигационной спутниковой системы. *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2016, № 4, с. 40–54.
- [6] 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.
- [7] Дмитриев А.О., Москатиньев И.В., Нестерин И.М., Сысоев В.К. Анализ вариантов навигационных систем для Луны. *Труды МАИ*, 2021, № 118. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=158243>
DOI: 10.34759/trd-2021-118-09
- [8] Багров А.В., Дмитриев А.О., Леонов В.А., Митькин А.С., Москатиньев И.В., Сысоев В.К., Ширшаков А.Е. Глобальная оптическая навигационная система для Луны. *Труды МАИ*, 2018, № 99. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=91810>
- [9] Багров А.В., Дмитриев А.О., Леонов В.А., Москатиньев И.В., Сысоев В.К., Ширшаков А.Е., Юдин А.Д. Система глобального позиционирования для Луны на основе активных световых маяков. *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2017, № 4 (38), с. 5–10.
- [10] Вернигора Л.В., Казмерчук П.В., Сысоев В.К., Дмитриев А.О. Методика измерения координат лунных посадочных станций с помощью оптических телевизионных средств космических аппаратов. *Труды МАИ*, 2020, № 114. DOI: 10.34759/trd-2020-114-12
URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=118986>
- [11] Старинова О.Л., Файн М.К. Оптимизация; перелета космического аппарата с электроракетной двигательной установкой к точке либрации L2 системы Земля—Луна. *Труды МАИ*, 2015, № 84. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=63043>
- [12] Багров А.В., Дмитриев А.О., Леонов В.А., Москатиньев И.В., Сысоев В.К., Ширшаков А.Е. Построение оптической лунной навигационной системы на базе космических аппаратов АО «НПО Лавочкина». *Космическая техника и технологии*, 2019, № 4 (27), с. 12–26.
- [13] Казмерчук П.В., Мартынов М.Б., Москатиньев И.В., Сысоев В.К., Юдин А.Д. Космический аппарат «Луна-25» — основа новых исследований Луны. *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*, 2016, № 4, с. 9–19.
- [14] Вернигора Л.В., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К. Анализ параметров излучателя оптического маяка для системы навигации космических аппаратов. *Труды МАИ*, 2017, № 95. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=84553>
- [15] Багров А.В., Дмитриев А.О., Леонов В.А., Москатиньев И.В., Сысоев В.К. Двухволновая оптическая лунная навигационная система. *Труды МАИ*, 2020, № 112. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=116356>
DOI: 10.34759/trd-2020-112-13
- [16] Леун Е.В., Нестерин И.М., Пичхадзе К.М., Поляков А.А., Сысоев В.К. Обзор схем пенетраторов для контактных исследований космических объектов. *Космическая техника и технологии*, 2022, № 2 (37), с. 103–117.
- [17] Haitao Luo, Yuxin Li, 3Guangming Liu, Changshuai Yu, Shipeng Chen. Buffering performance of high-speed impact space penetrator with foam-filled thin-walled structure. *Shock and Vibration*, 2019, vol. 4, Article ID 7981837. <https://doi.org/10.1155/2019/7981837>
- [18] Велданов В.А. Численная оценка проникания модулей космических аппаратов в астероиды. *Известия Челябинского научного центра, специальный выпуск «Космическая защита Земли», часть 1*, 1997, с. 173–178.

- [19] Велданов В.А., Наумов А.Н., Кудрявцев А.Н. Пространственное проникание пенетратора с демпфером приборного отсека. *Оборонная техника*, 1996, № 8–9, с. 55–58.
- [20] Панин Ю.В., Коржов К.Н. Разработка теплопередающего устройства для альтернативного способа терморегулирования системы обеспечения теплового режима космического аппарата. *Труды МАИ*, 2015, № 80. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=56911>
- [21] Шостаковский П. Современные термоэлектрические источники питания электронных устройств. *Компоненты и технологии*, 2015, № 1 (162), с. 90–95.

Статья поступила в редакцию 24.08.2023

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Вернигора Л.В., Дмитриев А.О., Казмерчук П.В., Леун Е.В., Панин Ю.В., Сысоев В.К. Радиооптический навигационный лунный маяк-пенетратор: возможные проектные решения. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 9. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-9-2303>

Вернигора Людмила Витальевна — канд. техн. наук, главный специалист, АО «НПО Лавочкина». e-mail: VernigoraLV@laspace.ru

Дмитриев Андрей Олегович — инженер-конструктор 1 категории, АО «НПО Лавочкина». e-mail: DmitrievAO@laspace.ru

Казмерчук Павел Владимирович — канд. техн. наук, главный конструктор лунных проектов, АО «НПО Лавочкина». e-mail: Pavel.Kazmerchuk@gmail.com

Леун Евгений Владимирович — канд. техн. наук, ведущий инженер, АО «НПО Лавочкина». e-mail: LeunEV@laspace.ru

Панин Юрий Вячеславович — канд. техн. наук, начальник отдела, АО «НПО Лавочкина». e-mail: PaninIUV@laspace.ru

Сысоев Валентин Константинович — д-р техн. наук, начальник отдела, АО «НПО Лавочкина». e-mail: SysoevVK@laspace.ru

Lunar radio-optical navigation penetrating beacon: Possible design solutions

© L.V. Vernigora, A.O. Dmitriev, P.V. Kazmerchuk, E.V. Leun,
Yu.V. Panin, V.K. Sysoev

Lavochkin Association, Khimki, Moscow region, 141402, Russia

The paper presents proposals to create a lunar radio-optical navigation beacon based on the light-emitting diodes with the selenodesic reference points. Introduction of the semiconductor emitters in the infrared (0.85 microns) and ultraviolet (0.24 microns) ranges makes it possible to improve reliability in the beacon signal reception and take the measurements both in the day and nighttime intervals. As a device in creating such beacons, the paper proposes to use a two-component penetrator equipped with a thermoelectric generator to convert thermal energy into the electrical energy due to the temperature gradient in the lunar regolith and a heat pipe connecting the penetrator bow and the tail parts to ensure higher heat transfer. Technology to create such a beacon system for long-term operations under the lunar environment is analyzed.

Keywords: Moon, light-emitting beacons, selenodesic navigation network, penetrator

REFERENCES

- [1] Toldbo Ch., Kiss A., Törjék N., Vázquez C.A.T., Bényei D.L., Therkelsen M. Deployment method and optimal placement of surface beacon navigation system for co-located lunar landings. *Acta Astronautica*, 2022, vol. 193, pp. 432–443.
- [2] Matveev Yu.A., Sysoev V.K., Feofanov A.S. Analiticheskiy obzor kosmicheskikh apparatov dlya kontaknykh issledovaniy Luny [Analytical review of the spacecrafts for Moon surface exploration]. *Obscherossiyskiy nauchno-tekhnicheskii zhurnal "Polet" — All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, 2019, no. 6, pp. 23–32.
- [3] Bagrov A.V., Mitkin A.S., Moskatniev I.V., Sysoev V.K., Yudin A.D. Predlozheniya po razvitiyu inzhenernoy infrastruktury kak vazhnogo etapa v issledovanii i osvoenii Luny [Proposals for the development of engineering infrastructure as a key milestone of lunar exploration]. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina — Bulletin of Lavochkin Association*, 2018, no. 4 (42), pp. 24–30.
- [4] Kaplev S.A., Kremenetskiy N.O., Ignatovich E.I., Bolkunov A.I. Vybor struktury orbitalnoy gruppirovki lunnoy navigatsionno-svyaznoy sistemy dlya razlichnoy kratnosti pokrytiya i etapov predostavleniya uslug [Selection of the orbital grouping structure for a lunar navigation and communication system with various coverage multiplicities and stages of the service provision]. *Obscherossiyskiy nauchno-tekhnicheskii zhurnal "Polet" — All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, 2019, no. 11, pp. 3–19.
- [5] Gordienko E.S., Ivashkin V.V., Simonov A.V. Analiz ustoychivosti orbit iskusstvennykh sputnikov Luny i vybor konfiguratsii lunnoy navigatsionnoy sputnikovoy sistemy [Moon artificial satellite orbits stability analysis and lunar navigation satellite system configuring]. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina — Bulletin of Lavochkin Association*, 2016, no. 4, pp. 40–54.
- [6] Chebotarev V.E., Kudymov V.I., Zvonar V.D., Vnukov A.A., Vladimirov A.V. Kontseptsiya okololunnoy navigatsii [Circumlunar navigation]. *Issledovaniya naukoigrada — The Research of the Science City*, 2014, no. 4 (10), pp. 14–20.

- [7] Dmitriev A.O., Moskatinev I.V., Nesterin I.M., Sysoev V.K. Analiz variantov navigatsionnykh sistem dlya Luny [Options analysis of navigation systems for the Moon]. *Trudy MAI*, 2021, no. 118. DOI: 10.34759/trd-2021-118-09 Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=158243>
- [8] Bagrov A.V., Dmitriev A.O., Leonov V.A., Mitkin A.S., Moskatinev I.V., Sysoev V.K., Shirshakov A.E. Globalnaya opticheskaya navigatsionnaya sistema dlya Luny [Global Lunar optical navigation system]. *Trudy MAI*, 2018, no. 99. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=91810>
- [9] Bagrov A.V., Dmitriev A.O., Leonov V.A., Moskatinev I.V., Sysoev V.K., Shirshakov A.E., Yudin A.D. Sistema globalnogo pozitsionirovaniya dlya Luny na osnove aktivnykh svetovykh mayakov [The Moon global positioning system based on active light beacons]. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina — Bulletin of Lavochkin Association*, 2017, no. 4 (38), pp. 5–10.
- [10] Vernigora L.V., Kazmerchuk P.V., Sysoev V.K., Dmitriev A.O. Metodika izmereniya koordinat lunnykh posadochnykh stantsiy s pomoschyu opticheskikh televizionnykh sredstv kosmicheskikh apparatov [Methods of lunar landing stations' coordinates measurements using spacecraft optical television means]. *Trudy MAI*, 2020, no. 114. DOI: 10.34759/trd-2020-114-12 Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=118986>
- [11] Starinova O.L., Fain M.K. Optimizatsiya pereleta kosmicheskogo apparata s elektroraketnoy dvigatelnoy ustanovkoy k tochke libratsii L2 sistemy Zemlya—Luna [Optimization of electric propulsion spacecraft transfer to the libration point L2 of the Earth—Moon system]. *Trudy MAI*, 2015, no. 84. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=63043>
- [12] Bagrov A.V., Dmitriev A.O., Leonov V.A., Moskatinev I.V., Sysoev V.K., Shirshakov A.E. Postroenie opticheskoy lunnoy navigatsionnoy sistemy na baze kosmicheskikh apparatov AO “NPO Lavochkina” [Constructing an optical lunar navigation system based on spacecraft made by Lavochkin Association]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2019, no. 4 (27), pp. 12–26.
- [13] Kazmerchuk P.V., Martynov M.B., Moskatinev I.V., Sysoev V.K., Yudin A.D. Kosmicheskii apparat «Luna-25» – osnova novykh issledovaniy Luny [“LUNA-25” Spacecraft — the basis of the new lunar exploration]. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina — Bulletin of Lavochkin Association*, 2016, no. 4, pp. 9–19.
- [14] Vernigora L.V., Pichkhadze K.M., Sysoev V.K. Analiz parametrov izluchatelya opticheskogo mayaka dlya sistemy navigatsii kosmicheskikh apparatov [Analysis of optical beacon emitter parameters for spacecraft navigation system]. *Trudy MAI*, 2017, no. 95. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=84553>
- [15] Bagrov A.V., Dmitriev A.O., Leonov V.A., Moskatinev I.V., Sysoev V.K. Dvukhvolnovaya opticheskaya lunnaya navigatsionnaya sistema [Two-wave optical lunar navigation system]. *Trudy MAI*, 2020, no. 112. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=116356> DOI: 10.34759/trd-2020-112-13
- [16] Leun E.V., Nesterin I.M., Pichkhadze K.M., Polyakov A.A., Sysoev V.K. Obzor skhem penetratorov dlya kontaktnykh issledovaniy kosmicheskikh obyektov [A review of penetrator designs for contact studies of space objects]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2022, no. 2 (37), pp. 103–117.
- [17] Haitao Luo, Yuxin Li, Guangming Liu, Changshuai Yu, Shipeng Chen. Buffering performance of high-speed impact space penetrator with foam-filled thin-walled structure. *Shock and Vibration*, 2019, vol. 4, article ID 7981837. <https://doi.org/10.1155/2019/7981837>

- [18] Veldanov V.A. Chislennaya otsenka pronikaniya moduley kosmicheskikh apparatov v asteroidy [Numerical estimation of the spacecraft modules penetration into the asteroids]. *Izvestiya Chelyabinskogo nauchnogo tsentra, spetsialnyi vypusk «Kosmicheskaya zaschita Zemli», chast 1 — Bulletin of the Chelyabinsk Scientific Center, special issue “Space protection of the Earth”, part 1*, 1997, pp. 173–178.
- [19] Veldanov V.A., Naumov A.N., Kudryavtsev A.N. Prostranstvennoe pronikanie penetratora s dempferom pribornogo otseka [Spatial penetration of the penetrator with the instrument compartment damper]. *Oboronnaya tekhnika — Defense Technology*, 1996, no. 8–9, pp. 55–58.
- [20] Panin Yu.V., Korzhov K.N. Razrabotka teploperedayuschego ustroystva dlya alternativnogo sposoba termoregulirovaniya sistemy obespecheniya teplovogo rezhima kosmicheskogo apparata [Design of heat transfer device for alternative thermal regulation method of space craft]. *Trudy MAI*, 2015, no. 80. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=56911>
- [21] Shostakovskiy P. Sovremennye termoelektricheskie istochniki pitaniya elektronnykh ustroystv [Modern thermoelectric power supplies for electronic devices]. *Komponenty i tekhnologii — Components and Technologies*, 2015, no. 1 (162), pp. 90–95.

Vernigora L.V., Cand. Sc. (Eng.), Chief Specialist, Lavochkin Association.
e-mail: VernigoraLV@laspace.ru

Dmitriev A.O., Design Engineer of the 1st Category, Lavochkin Association.
e-mail: DmitrievAO@laspace.ru

Kazmerchuk P.V., Cand. Sc. (Eng.), Chief Designer of the Lunar Projects, Lavochkin Association. e-mail: Pavel.Kazmerchuk@gmail.com

Leun E.V., Cand. Sc. (Eng.), Leading Engineer, Lavochkin Association.
e-mail: LeunEV@laspace.ru

Panin Yu. V., Cand. Sc. (Eng.), Head of Department, Lavochkin Association.
e-mail: PaninIUV@laspace.ru

Sysoev V.K., Dr. Sc. (Eng.), Head of Department, Lavochkin Association.
e-mail: SysoevVK@laspace.ru