

DOI: <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2023.6.3>

УДК: 621.396.946

**РАЗРАБОТКА ОБОБЩЕННОГО АЛГОРИТМА РАСЧЕТА  
ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК  
ЭЛЕКТРОННО-ОПТИЧЕСКИХ КОМПОНЕНТОВ  
ЛАЗЕРНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ,  
ФУНКЦИОНИРУЮЩЕЙ В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ВАКУУМА**

В.В. Еремук<sup>1</sup>, Б.П. Папченко<sup>1</sup>, А.Г. Коробейников<sup>2</sup>,  
В.А. Ромашов<sup>1</sup>, В.К. Сысоев<sup>3</sup>, А.О. Дмитриев<sup>3</sup>, Д.К. Хегай<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Университет ИТМО, 197101, Санкт-Петербург, Кронверкский пр., 49

<sup>2</sup> Санкт-Петербургский филиал Института земного магнетизма, ионосферы и  
распространения радиоволн им. Н.В.Пушкова РАН,  
199034, Санкт-Петербург, Университетская наб., 5Б

<sup>3</sup> АО «НПО Лавочкина», 141400, Химки, ул. Ленинградская, д. 24

Статья поступила в редакцию 24 июня 2022 г.

**Аннотация.** В статье выделены компоненты лазерной навигационной системы, выполнен их анализ. Построена математическая модель лазерной навигационной системы, образованной источником излучения, средой передачи (космический вакуум) и приемником. Построена методика оценки энергетических характеристик светочувствительной матрицы приемника орбитального аппарата. На основе построенной методики разработан алгоритм расчета энергетических характеристик электронно-оптических компонентов налунного маяка по заданным энергетическим характеристикам светочувствительной матрицы и оптической системы орбитального аппарата. Приведены примеры практических расчетов для лунного дня и лунной ночи. Выполнена проверка корректности результатов, полученных в примерах расчетов. Разработанный в ходе исследования алгоритм может быть использован для выбора электронно-оптических компонентов в ходе решения задачи создания навигационной

системы на основе лазерных маяков. **Объект исследования:** лазерная навигационная система, функционирующая в условиях космического вакуума.

**Предмет исследования:** обобщенный алгоритм расчета энергетических характеристик электронно-оптических компонентов лазерной навигационной системы, функционирующей в условиях космического вакуума. **Основные результаты:** обобщенный алгоритм расчета энергетических характеристик электронно-оптических компонентов лазерной навигационной системы и входящая в его состав математическая модель навигационной системы, образованной источником излучения, средой передачи (космический вакуум) и приемником.

**Ключевые слова:** лазерная навигационная система, оптический лазерный маяк, оценка характеристик светочувствительной матрицы, оценка характеристик лазерного источника.

**Финансирование:** работа выполнена в Университете ИТМО при поддержке Министерства науки и высшего образования РФ, госзадание 2019–0898.

**Автор для переписки:** Еремук Владимир Вадимович, [polar.vl@yandex.ru](mailto:polar.vl@yandex.ru)

## **Введение**

Список направлений развития федеральной космической программы Российской Федерации на 2016–2025 годы включает в себя освоение Луны. Одной из важнейших задач в данном направлении является задача создания лунной навигационной системы. В настоящее время ведется разработка систем позиционного контроля лунных посадочных станций с помощью налунных лазерных маяков. Многократные наблюдения таких лазерных маяков телевизионным комплексом с борта искусственных спутников Луны позволяют привязать лунную систему координат к данным маякам как к точечным реперам. Налунные лазерные маяки вблизи полюса Луны [1] позволят уточнить положение оси вращения Луны и измерять широту заданной точки с высокой точностью [1,2]. Важно отметить, что лазерные маяки также позволят установить связь системы лунных координат с системой небесно-механических координат

[3], в которых определяются параметры движения искусственных спутников Луны. Получение этой связи позволит обеспечивать выведение космических аппаратов в точку с заданными лунными координатами (и при необходимости осуществлять посадку в нее) с точностью порядка нескольких метров [4]. Существуют проекты [5-8], в которых описывается концепция построения полноценной навигационной системы для Луны, с использованием лазерных маяков и оптических средств приема излучения, размещенных на космических аппаратах в окололунном пространстве. Актуальность работы определяется требованием наличия инструментария выбора моделей электронно-оптических компонентов при построении лунной навигационной системы на основе лазерных маяков. Предметом исследования является лазерная навигационная система, образованная источником излучения, средой передачи (космический вакуум) и приемником. Научно-практическая новизна работы заключается в разработке на основе построенной методики оценки энергетических характеристик светочувствительной матрицы приемника орбитального аппарата вполне универсального, обобщенного алгоритма расчета энергетических характеристик электронно-оптических компонентов лазерной навигационной системы, функционирующей в условиях космического вакуума. Разработанный алгоритм позволяет выполнять оценку характеристик электронно-оптических компонентов как для условий лунного дня, так и для условий лунной ночи. Ограничением разработанного алгоритма является его неприменимость для небесных тел с наличием атмосферы. **Целью исследования** является разработка обобщенного алгоритма выбора моделей электронно-оптических компонентов лазерной навигационной системы, функционирующей в условиях космического вакуума. Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие **задачи**: выделить компоненты лазерной навигационной системы, выполнить их анализ; формализовать метод определения требований к характеристикам светочувствительной матрицы приемника орбитального аппарата; разработать обобщенный алгоритм расчета энергетических характеристик лазерной навигационной системы. В качестве направления дальнейших исследований,

следует рассмотреть возможность повышения разрешающей способности оптического приемника орбитального аппарата, сверх разрешения [9], которое может обеспечить светочувствительная матрица, посредством формирования и преобразования последовательности смещенных кадров.

## 1. Анализ лазерной навигационной системы

Конфигурация лазерной навигационной системы представлена на рис. 1. При известных мощности и длине волны передатчика, может быть рассчитана эквивалентная изотропно-излучаемая мощность [10-12]. Потери оптического сигнала сводятся к потерям в оптических системах приемника и передатчика. Потери в среде космического вакуума, в которой распространяется полезный сигнал, отсутствуют или пренебрежимо малы. Потери в оптических системах могут быть определены с помощью достаточно хорошо разработанного математического аппарата оценки энергоэффективности приемных оптических устройств [13]. Связь между мощностью на входе приемника и мощностью передатчика определяется соотношением [14]:

$$P_R = P_T \cdot \frac{4\pi}{\Omega} \cdot \frac{1}{4\pi d^2} \cdot \frac{1}{L_O} \cdot A_R = P_T \cdot \frac{4\pi}{\left(1 - \cos \frac{\alpha}{2}\right)} \cdot \frac{1}{4\pi d^2} \cdot \frac{1}{L_O} \cdot A_R, \quad (1)$$

где  $P_R$  – мощность на входе в приемник,  $P_T$  – мощность передатчика,  $A_R$  – апертура приемника,  $\alpha$  – угол зрения камеры,  $\Omega$  – телесный угол,  $d$  – высота орбитального аппарата над поверхностью Луны (расстояние от передатчика до приемника),  $L_O$  – потери в оптических системах. Таким образом, при известных характеристиках приемника, по требуемой мощности на входе приемника можно оценить энергетические характеристики передатчика.

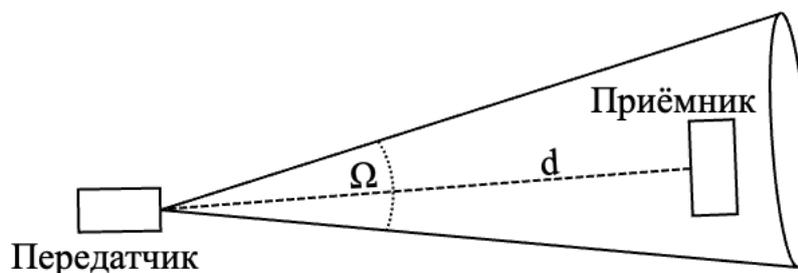


Рис. 1. Конфигурация лазерной навигационной системы. На рисунке:  $d$  – высота орбитального аппарата над поверхностью Луны,  $\Omega$  – телесный угол расхождения лазерного луча, излучаемого передатчиком

## 2. Расчет характеристик светочувствительной матрицы приемника орбитального аппарата

Требуемый поток фотонов  $F_\phi$  может быть оценен согласно выражению:

$$F_\phi = \frac{N \cdot X \cdot Y}{\tau}, \quad (2)$$

где  $N$  – минимальное количество фотонов, требуемое для образования одного заряда,  $X \times Y$  – размеры матрицы (в пикселях),  $\tau$  – время регистрации. Тогда требуемая мощность излучения на апертуре приемника может быть оценена по формуле:

$$P_R = F_\phi \cdot \frac{h \cdot c}{\lambda}, \quad (3)$$

где  $\lambda$  – длина волны;  $c$  – скорость света;  $h$  – постоянная Планка.

Спектральная облученность светочувствительной матрицы определяется соотношением:

$$E_\lambda = \frac{E_{об\lambda} \tau_{о\lambda}}{4} \left( \frac{D}{f'} \right)^2, \quad (4)$$

где  $E_{об\lambda}$  – спектральная облученность светочувствительной матрицы,  $\tau_{о\lambda}$  – спектральное пропускание оптической системы,  $D$  – диаметр входного зрачка,  $f'$  – заднее фокусное расстояние. Значение пороговой облученности светочувствительной матрицы  $E_{пор\lambda}$  на длине волны  $\lambda$ , при которой сигнал пикселя равен сигналу помех:

$$E_{\text{пор}\lambda}^{\text{об}} = \frac{4E_{\text{пом}\lambda}}{\tau_{o\lambda} \left(\frac{D}{f'}\right)^2}, \quad (5)$$

где  $E_{\text{пом}\lambda}$  – энергия помех на длине волны  $\lambda$ ,  $\tau_{o\lambda}$  – спектральное пропускание оптической системы,  $D$  – диаметр входного зрачка,  $f'$  – заднее фокусное расстояние. В контексте данной статьи под помехами подразумевается излучение, отличное от излучения лазерного источника, регистрируемое ПЗС-матрицей приемника орбитального аппарата. В формуле (5) энергия помех на длине волны  $\lambda$  определяется как:

$$E_{\text{пом}\lambda} = S_{\text{п}} \mu(\lambda) \varepsilon_{\nu}(\lambda, T) d\lambda + E_{\text{отр}\lambda} \quad (6)$$

где  $S_{\text{п}}$  – площадь одного пикселя,  $\mu(\lambda)$  – квантовая эффективность ПЗС-матрицы,  $\varepsilon_{\nu}(\lambda, T)$  – излучательная способность Луны на длине волны  $\lambda$ , при температуре  $T$ ,  $E_{\text{отр}\lambda}$  – энергия отраженного излучения Луны. В формуле (6) энергия отраженного излучения Луны может быть оценена на основе данных об освещенности и альбедо лунной поверхности. На качество приема орбитальным аппаратом сигнала налунного маяка могут влиять шумы различной природы. Явление теплового шума обусловлено хаотическим движением носителей тока и характерно для любого материального объекта при температуре, отличной от абсолютного нуля. Согласно [15], учет квантовомеханических эффектов приводит к следующей модификации формулы Найквиста для спектра ЭДС теплового шума:

$$\langle e_T^2 \rangle_f = 4kTR \frac{(hf/kT)}{\exp(hf/kT) - 1} \quad (7)$$

Поскольку лазер в рассматриваемой навигационной системе работает в нанометровом диапазоне, согласно выражению (7), спектр ЭДС теплового шума является пренебрежимо малым. Согласно [16], отношение сигнал/квантовый шум имеет вид:

$$q = \frac{\bar{n}}{\sigma(n)} = \sqrt{\bar{n}} \quad (8)$$

где:

$$\bar{n} = m = Q/hf \quad (9)$$

где  $Q$  – средняя энергия сигнала,  $f$  – частота,  $h$  – постоянная Планка. Отношение (8) может быть выражено в децибелах:

$$SNR = 10 \log_{10}(\sqrt{n}) \quad (10)$$

### 3. Обобщенный алгоритм расчета энергетических характеристик лазерной навигационной системы

Расчет энергетических характеристик лазерной навигационной системы может производиться посредством двух различных методов. Первый метод заключается в расчете характеристик налунного маяка на основе первичного выбора характеристик приемника (светочувствительной матрицы и оптической системы) орбитального аппарата. Второй метод заключается в расчете характеристик светочувствительной матрицы и оптической системы орбитального аппарата на основе первичного выбора характеристик налунного маяка. Построим обобщенный алгоритм, реализующий первый метод. Блок-схема обобщенного алгоритма (алгоритм 1) представлена на рисунках 2-4.

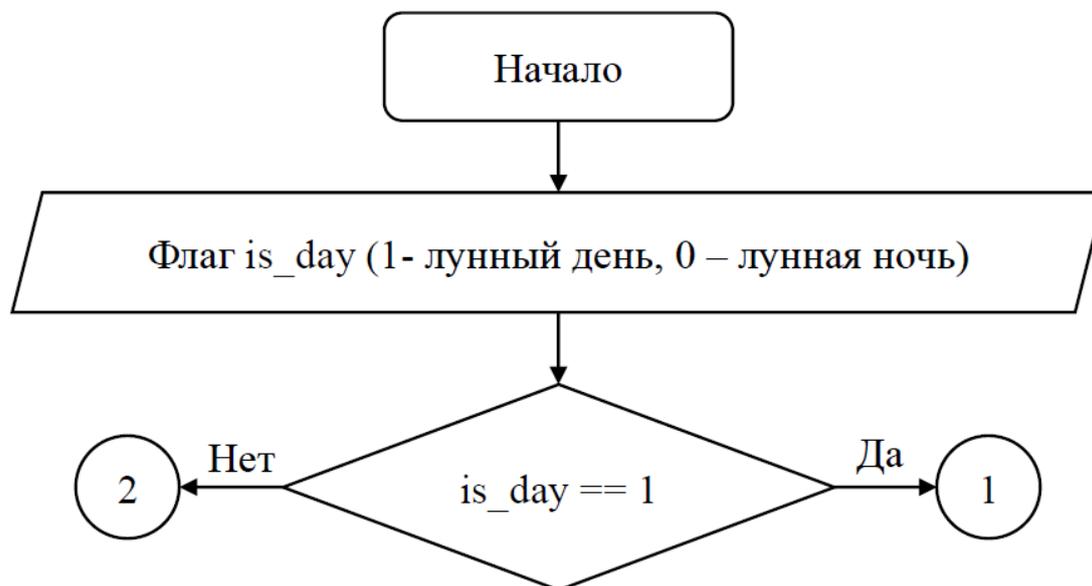


Рис. 2. Блок-схема обобщенного алгоритма расчета энергетических характеристик лазерной навигационной системы, начальный этап работы алгоритма (алгоритм 1)

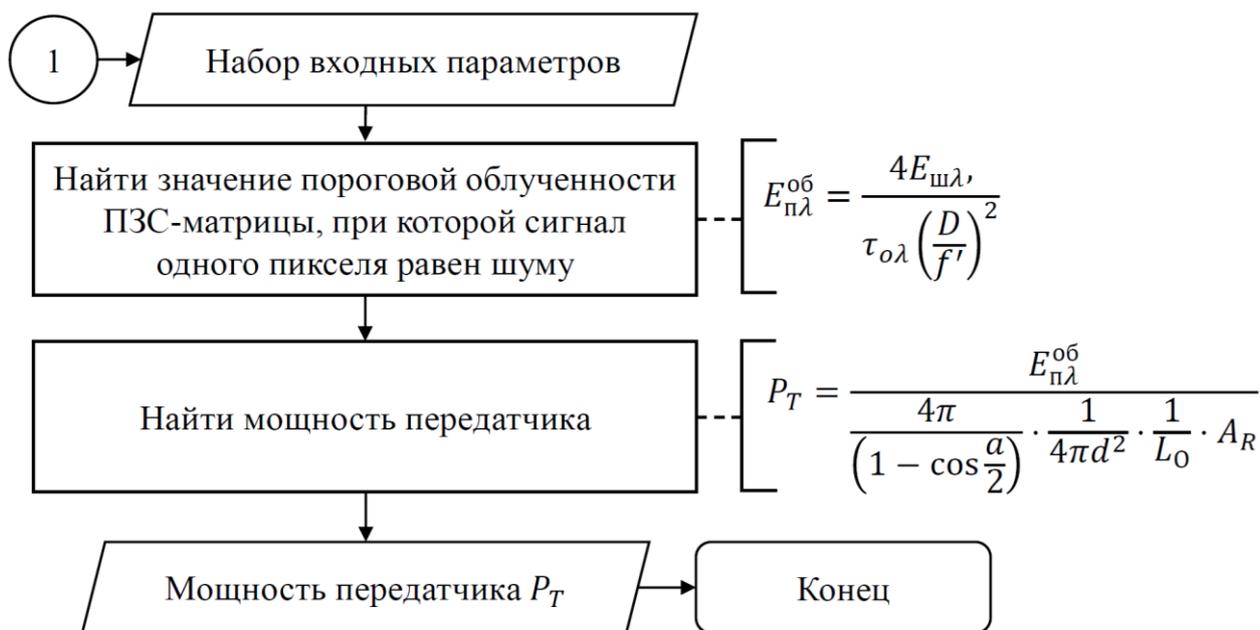


Рис.3. Блок-схема обобщенного алгоритма расчета энергетических характеристик лазерной навигационной системы, расчет характеристик для условий лунного дня (алгоритм 1)



Рис. 4. Блок-схема обобщенного алгоритма расчета энергетических характеристик лазерной навигационной системы, расчет характеристик для условий лунной ночи (алгоритм 1)

В начале работы алгоритма, на вход подается значение флага  $is\_day$ . Значение флага  $is\_day$  равно «1» соответствует лунному дню, значение равно «0» соответствует лунной ночи. Далее, запрашивается набор параметров для вычисления результата. При выполнении расчета для условий лунного дня, на вход алгоритма подаются параметры: регистрируемый камерой орбитального аппарата поток излучения от лунной поверхности  $F_{\text{фона}}$ ; диаметр входного зрачка  $D$ ; заднее фокусное расстояние  $f'$ ; спектральное пропускание оптической системы  $\tau_{o\lambda}$ ; апертура приемника  $A_R$ ; угол зрения камеры орбитального аппарата  $\alpha$ . При выполнении расчета для условий лунной ночи, на вход алгоритма подаются параметры: время регистрации  $\tau$ ; длина волны  $\lambda$ ; площадь апертуры  $S_{\text{ап}}$ ; квантовая эффективность  $\eta_\lambda$  на длине волны  $\lambda$ ; размер изображения лазерного маяка на выходном изображении  $X \times Y$ ; апертура приемника  $A_R$ ; угол зрения камеры орбитального аппарата  $\alpha$ . Результатом работы алгоритма является значение мощности передатчика  $P_T$ .

#### 4. Пример расчета для лунной ночи

Для лунной ночи предположим, что освещенность подстилающей поверхности составляет 0 лк. Площадь апертуры  $S_{\text{ап}} = 10^{-3} \text{ м}^2$ . Предположим, что лазерный излучатель имеет длину волны  $\lambda = 850$  нм и светочувствительная матрица приемника имеет квантовую эффективность  $\eta_\lambda = 30\%$  на длине волны  $\lambda$ . Таким образом, для образования одного заряда в светочувствительной матрице требуется собрать порядка 4 фотонов. Предположим, что изображение оптического лазерного маяка на выходном изображении должно иметь размер  $35 \times 35$  пикселей. При времени регистрации  $\tau = 0.006$  секунд, необходимый поток фотонов составляет:

$$F_\phi = 4 \cdot 35 \cdot \frac{35}{0.006} = 816 \cdot 10^3 \text{ фот/с.}$$

Энергия фотона составляет:

$$E_\phi = 2.34 \cdot 10^{-19} \text{ Дж,}$$

где  $h$  – постоянная Планка,  $c$  – скорость света в вакууме. Пренебрегая помехами, мощность излучения на апертуре камеры приемника в условиях лунной ночи должна составить:

$$P_R = 1.9 \cdot 10^{-13} \text{ Вт.}$$

Пренебрегая потерями в оптических системах и полагая  $\alpha = 25^\circ$ ,  $A_R = 25$  мм, согласно формуле 1 получаем:

$$P_T = 7 \text{ мВт.}$$

Таким образом, пренебрегая помехами и потерями в оптических системах, мощность излучения источника в условиях лунной ночи должна составлять не менее 7 мВт.

## 5. Пример расчета для лунного дня

Освещенность подстилающей поверхности в условиях лунного дня  $\sim 105$  лк; в энергетических единицах  $\sim 1400$  Вт/м<sup>2</sup>. Альбедо лунной поверхности 0.125, то есть рассеивается в виде излучения  $\sim 20$  Вт/м<sup>2</sup>. От элемента разрешения на лунной поверхности площадью  $25$  м<sup>2</sup> исходит поток  $F_{нов} = 500$  Вт, изотропно рассеиваемый в пространстве с телесным углом  $2\pi$ . Регистрируемый камерой поток  $F_{фона}$  от элемента разрешения (который, будучи удаленным от камеры на 200 км, является точечным источником излучения) заключен в пределах угла  $\Omega_k$ , под которым видна апертура камеры с поверхности Луны, и составляет соответствующую долю от всего потока, исходящего с рассматриваемого фрагмента ее поверхности:

$$F_{фона} = \frac{\Omega_k}{2\pi}$$

$$F_{пов} = 2 \cdot 10^{-12} \text{ Вт}$$

Рассматривая поток излучения от поверхности Луны как помехи, при относительном отверстии объектива:

$$\frac{D}{f'} = 1 : 2.3$$

и спектральном пропускании оптической системы  $\tau_{o\lambda} = 1$ , получаем значение пороговой облученности светочувствительной матрицы, при которой сигнал одного пикселя равен сигналу, создаваемому помехами:

$$E_{\text{пом}\lambda}^{\text{об}} = 4.23 \cdot 10^{-11} \text{ Вт.}$$

Таким образом, пренебрегая потерями в оптической системе приемника, мощность излучения лазера на апертуре камеры приемника в условиях лунного дня должна превышать  $4.23 \cdot 10^{-11} \text{ Вт}$ . Согласно формуле 1:

$$P_T = 1.6 \text{ Вт.}$$

Таким образом, в условиях лунного дня, мощность источника излучения должна составлять не менее 1.6 Вт.

## 6. Проверка результатов

Отношение сигнал/помеха, выражаемое в децибелах, определяется согласно выражению:

$$\text{SIR} = 10 \lg \left( \frac{P_c}{P_{\text{пом}}} \right), \quad (11)$$

где  $P_c$  – мощность полезного сигнала,  $P_{\text{пом}}$  – мощность помех. В выражении (1) мощность помех  $P_{\text{пом}}$  определяется согласно выражению (6). Для лунного дня рассчитано пороговое значение мощности, создаваемой источником излучения на апертуре камеры приемника, при котором возможна регистрация сигнала оптического маяка, равное  $4.23 \cdot 10^{-11} \text{ Вт}$ , то есть, в данном случае  $P_c = P_{\text{пом}}$  и  $\text{SIR}(\text{дБ}) = 0$ . Полагая  $P_{\text{пом}} = 4.23 \cdot 10^{-11} \text{ Вт}$ , по формулам 1 и 2 найдем пороговые значения мощности, создаваемой источником излучения на апертуре камеры приемника, а также мощности самого источника для различных значений отношения сигнал/помеха. Результаты представлены в таблице 1. Адекватность полученных результатов подтверждается их сопоставлением с результатами расчетов, выполненных в аналогичных исследованиях [1,2,14].

Таблица 1. Мощность, создаваемая источником излучения на апертуре камеры приемника и соответствующая мощность источника излучения

Отношение сигнал/помеха (SIR), дБ	Мощность на апертуре приемника, Вт	Мощность источника, Вт	Отношение сигнал/квантовый шум (SNR), дБ	Отношение SNR/SIR
2	$6.70 \cdot 10^{-11}$	2.541	42.28	21.14
4	$1.06 \cdot 10^{-10}$	4.020	43.28	10.82
6	$1.68 \cdot 10^{-10}$	6.372	44.28	7.380
8	$2.66 \cdot 10^{-10}$	10.09	45.28	5.660
10	$4.23 \cdot 10^{-10}$	16.04	46.28	4.628

В примерах расчетов получены значения минимальной мощности на апертуре камеры приемника орбитального аппарата для условий лунной ночи и лунного дня. Считая данные величины неизменными во времени, получим среднюю энергию сигнала для условий лунной ночи и лунного дня. Для условий лунной ночи средняя энергия сигнала составляет  $Q_{\text{ночь}} = 1.9 \cdot 10^{-13}$  Дж, для условий лунного дня средняя энергия сигнала составляет  $Q_{\text{день}} = 4.23 \cdot 10^{-11}$  Дж. Таким образом, согласно выражению (10), для условий лунной ночи, отношение сигнал/квантовый шум составляет:  $SNR_{\text{ночь}} \approx 29$  Дб. Аналогично, для условий лунного дня  $SNR_{\text{день}} \approx 41$  Дб. Таким образом, согласно [17], качество видеосигнала является достаточным для решения задачи построения лунной навигационной системы.

Отношения сигнал/квантовый шум  $SNR$ , рассчитанные согласно выражению (10) для различных отношений сигнал/помеха  $SIR$  для условий лунного дня, а также соответствующие отношения  $SNR/SIR$  представлены в таблице 1. Таким образом, для условий лунного дня, отношения сигнал/квантовый шум кратно выше соответствующих отношений сигнал/помеха.

## Заключение

В результате работы получен обобщенный алгоритм выбора моделей электронно-оптических компонентов лазерной навигационной системы. Для достижения поставленной цели решены следующие задачи: выделены компоненты лазерной навигационной системы, выполнен их анализ; формализован метод определения требований к характеристикам светочувствительной матрицы приемника орбитального аппарата, разработан обобщенный алгоритм расчета энергетических характеристик электронно-оптических компонентов лазерной навигационной системы. Таким образом, поставленные в ходе исследования задачи решены, цель достигнута. Разработанный алгоритм позволяет выполнять расчет характеристик налунного маяка по заданным характеристикам электронно-оптических компонентов приемника (светочувствительной матрицы и оптической системы) орбитального аппарата. В качестве иллюстрации приведены примеры расчетов для лунного дня и лунной ночи. Анализ полученных в примерах расчетов результатов и их сопоставление с результатами расчетов, выполненных в аналогичных исследованиях, подтверждает адекватность полученного алгоритма и метода. Результаты исследований востребованы для решения задачи создания лунной навигационной системы в рамках выполняемых лунных проектов Федеральной Космической программы. Разработанный в ходе исследования алгоритм расчета энергетических характеристик налунного маяка может быть использован в качестве инструментария выбора электронно-оптических компонентов при построении лунной навигационной системы на основе лазерных маяков.

**Финансирование:** Работа выполнена в Университете ИТМО при поддержке Министерства науки и высшего образования РФ, госзадание 2019–0898.

## Литература

1. Багров А.В. и др. Глобальная оптическая навигационная система для Луны. *Труды МАИ*. 2018. №.99. С.6.
2. Багров А.В. и др. Двухволновая оптическая лунная навигационная система. *Труды МАИ*. 2020. №.112. С.13. <https://doi.org/10.34759/trd-2020-112-13>
3. Чеботарев В.Е. Лунная информационно-навигационная обеспечивающая система. *Научные технологии*. 2018. Т.19. №12. С.77-81. <https://doi.org/10.18127/j19998465-201812-13>
4. Голяков А.Д., Ричняк А.М. Исследование отказоустойчивости оптико-электронной навигационной системы автономного космического аппарата. *Труды МАИ*. 2021. №.117. <https://doi.org/10.34759/trd-2021-117-20>
5. Багров А.В. и др. Построение оптической лунной навигационной системы на базе космических аппаратов АО «НПО Лавочкина». *Космическая техника и технологии*. 2019. №.4(27). С.12-26. <https://doi.org/10.33950/spacetech-2308-7625-2019-4-12-26>
6. Чеботарев В.Е., Кудымов В.И., Коняев А.В. Земные навигационные технологии в селенодезическом обеспечении. *Космические аппараты и технологии*. 2018. №.2(24). С.79-83. <https://doi.org/10.26732/2618-7957-2018-2-79-83>
7. Багров А.В., Дмитриев А.О., Леонов В.А., Москатыньев И.В., Сысоев В.К. Двухволновая оптическая лунная навигационная система. *Труды МАИ*. 2020. №112. С.13. <https://doi.org/10.34759/trd-2020-112-13>
8. Дмитриев А.О., Москатыньев И.В., Нестерин И.М., Сысоев В.К. Анализ вариантов навигационных систем для Луны. *Труды МАИ*. 2021. №118. С.9. <https://doi.org/10.34759/trd-2021-118-09>
9. Гришенцев А.Ю., Коробейников А.Г., Бондаренко И.Б. К вопросу о сверхразрешении чувствительных матриц. *Журнал радиоэлектроники*. 2016. №.10. С.12.

10. Estornell, J., Martí-Gavilá, J.M., Sebastiá, M.T., González, J.A. Mathematical modelling applied to LiDAR data. *Modelling in Science Education and Learning*. 2013. №6. P.109-118. <http://doi.org/10.4995/msel.2013.1988>
11. Горшина И.П., Якушенков Ю.Г. *Выбор приемника излучения при проектировании оптико-электронного прибора*. Москва, Издательство МИИГАиК. 2017. 56 с.
12. Al-Nahhal M., Ismail T. Enhancing spectral efficiency of FSO system using adaptive SIM/M-PSK and SIMO in the presence of atmospheric turbulence and pointing errors. *International Journal of Communication Systems*. 2019. V.32. №9. P.3942. <https://doi.org/10.1002/dac.3942>
13. Oaida B.V. et al. Optical link design and validation testing of the Optical Payload for Lasercomm Science (OPALS) system. *Free-Space Laser Communication and Atmospheric Propagation XXVI – International Society for Optics and Photonics*. 2014. V.8971. P.235-249. <https://doi.org/10.1117/12.2045351>
14. Nguyen T.N.T. *Laser beacon tracking for free-space optical communication on small-satellite platforms in low-earth orbit*. PhD thesis. Massachusetts Institute of Technology. 2015. 94 p. <http://doi.org/1721.1/101446>
15. Якимов А.В. *Физика шумов и флуктуации параметров: Электронное учебное пособие*. Нижний Новгород, Нижегородский госуниверситет, 2013. 85 с.
16. Коржик В.И. и др. Расчет помехоустойчивости систем передачи дискретных сообщений. Москва, Радио и связь. 1981. 231 с.
17. Вахромеева О.С., Манцетов А.А., Шиманская К.А. Характеристики чувствительности телевизионных камер на матричных приборах с зарядовой связью. *Известия высших учебных заведений России. Радиоэлектроника*. 2004. №. 4. С. 25-35.

#### Для цитирования:

Еремук В.В., Папченко Б.П., Коробейников А.Г., Ромашов В.А., Сысоев В. К., Дмитриев А.О., Хегай Д.К. Разработка обобщенного алгоритма расчета энергетических характеристик электронно-оптических компонентов лазерной навигационной системы, функционирующей в условиях космического вакуума. *Журнал радиоэлектроники* [электронный журнал]. 2023. №6. <https://doi.org/10.30898/1684-1719.2023.6.3>