

УДК 629.7.05

Прикладные вопросы разработки бортовой лазерной локационной аппаратуры

Старовойтов Е. И.^{1,*}, Зубов Н. Е.^{1,2}

* evgstarovojtov@yandex.ru

¹ОАО "РКК "Энергия" им. С.П. Королева", Королев, Россия

²МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

В работе обсуждаются вопросы реализации бортовых лазерных локационных систем (ЛЛС) для космических аппаратов (КА). Рассмотрено применение разных типов лазерных источников и фотодетекторов, а также электромеханического оптического аттенюатора. Описаны конструктивные решения, используемые для компенсации снижения чувствительности фотоприемного устройства. Показаны преимущества использования волоконных лазеров при измерении скорости сближения КА и при сканировании больших полей обзора. Определена зависимость ослабления оптического аттенюатора от дальности измерений, обеспечивающего защиту фотоприемного устройства при наличии близкорасположенных диффузно отражающего пассивного КА и уголкового отражателя. Выполнена оценка надежности бортовой ЛЛС в зависимости от наличия в составе аппаратуры электромеханического оптического аттенюатора.

Ключевые слова: лазерная локационная система; космический аппарат; сближение и стыковка; фотоприемное устройство; лазер; сканирование; погрешность измерений; надежность

Введение

В настоящее время на борту различных космических аппаратов (КА) для измерений дальности и радиальной скорости во время выполнения сближения и стыковки широко используются лазерные локационные системы (ЛЛС) [1-4], при спуске КА на поверхность различных небесных тел применяются лазерные высотомеры [5-7], осуществляющие измерения высоты и вертикальной скорости.

Известно большое количество моделей бортовых ЛЛС, отличающихся по принципу работы, конструкции, диапазонам измеряемых величин и т.д. Большая часть характеристик ЛЛС определяется типом используемых компонентов. В работе [8] рассматривалось влияние используемых типов лазеров на дальность измерений и тепловой режим ЛЛС. Зависимость погрешности измерений от частоты повторения лазерных импульсов, влияние чувствительности и динамического диапазона фотодетектора на характеристики ЛЛС, защита фотодетектора от перегрузки мощным сигналом, в ранее опубликованных работах подробно не рассматривались.

При выполнении технического задания на ЛЛС возникают трудности при выборе соответствующих лазерных источников и фотодетекторов из-за особенностей их применения в бортовой локационной аппаратуре, а также ограниченного количества отечественных и иностранных производителей. По этим причинам работа, раскрывающая данную проблематику, является актуальной.

В данной работе впервые рассмотрены вопросы реализации ЛЛС с заданными характеристиками при затруднениях в выборе компонентной базы, что имеет место в условиях импортозамещения ряда дефицитных наименований. Также впервые выполнен анализ необходимости защиты фотоприемного устройства (ФПУ) от перегрузки для двух типов фотодетекторов. В доступных публикациях по данной тематике эти частные вопросы не были отражены.

Таким образом, цель работы состоит в анализе зависимостей дальности, погрешности измерений и надежности бортовых ЛЛС от разных типов лазерных источников и фотодетекторов, а также от наличия электромеханического оптического аттенюатора.

1. Зависимость дальности измерений лазерных локационных систем от типа используемого фотодетектора

Для приема сигналов в ЛЛС, излучающих в импульсном режиме используются ФПУ на основе лавинных фотодиодов (ЛФД), *pin*-фотодиодов (*pin*-ФД) и фотоэлектронных умножителей (ФЭУ) [9]. ФЭУ были использованы в первом российском космическом лидаре «Балкан», предназначенном для дистанционного зондирования Земли с борта орбитальной станции «Мир» [10], но в бортовых ЛЛС широкого применения не нашли (требуется высокое напряжение питания и фотодетектор быстро выходит из строя при сильной засветке).

Наибольшей чувствительностью и быстродействием в спектральном диапазоне 0,6...1,2 мкм обладает ЛФД, представляющий собой твердотельный аналог ФЭУ. Внутреннее усиление фототока осуществляется за счет электрического пробоя *p-n*-перехода и образования лавинного процесса размножения поступающих в *p-n*-переход неосновных носителей. В результате обеспечивается внутреннее усиление порядка 10^3 и более [10]. Поэтому в бортовых ЛЛС предпочтительно использование ФПУ на основе ЛФД.

Фотодетекторы на основе *p-n*-переходов с большим обедненным слоем называются *pin*-ФД. Малое влияние процессов диффузии носителей обеспечивает хорошую чувствительность (но ниже, чем у ЛФД) и быстродействие этих фотоприемников. Выбор *pin*-ФД часто обусловлен их меньшей стоимостью и большей доступностью по сравнению с ЛФД.

По оценке разработчиков, использование в качестве основы *pin*-ФД, не обладающих внутренним усилением, вместо ЛФД, приводит к снижению чувствительности ФПУ примерно на два порядка (в 100 раз).

Для анализа последствий снижения чувствительности ФПУ используем «классическое» уравнение лазерной локации на основе приближений геометрической оптики для двух предельных случаев, наиболее часто встречающихся на практике [9,11].

Измеряемая ЛЛС дальность до удаленного диффузно отражающего пассивного КА (представляющего собой точечный объект, см. рис. 1) определяется выражением

$$D = \sqrt[4]{\frac{E_l \cdot S_{об} \cdot d_{пр}^2 \cdot \rho_{об} \cdot \tau_{пер} \cdot \tau_{пр}}{\pi \cdot \theta^2 \cdot q \cdot E_{пор}}}, \quad (1)$$

где E_l – энергия излучения лазерного источника; $S_{об}$ – отражающая площадь пассивного КА; θ – плоский угол расходимости зондирующего пучка; $d_{пр}$ – диаметр приемного объектива; q – отношение сигнал/шум; $\rho_{об}$ – коэффициент отражения поверхности объекта; $E_{пор}$ – пороговая энергия сигнала, регистрируемая ФПУ; $\tau_{пер}$ – коэффициент пропускания передающего оптического тракта; $\tau_{пр}$ – коэффициент пропускания приемного оптического тракта.

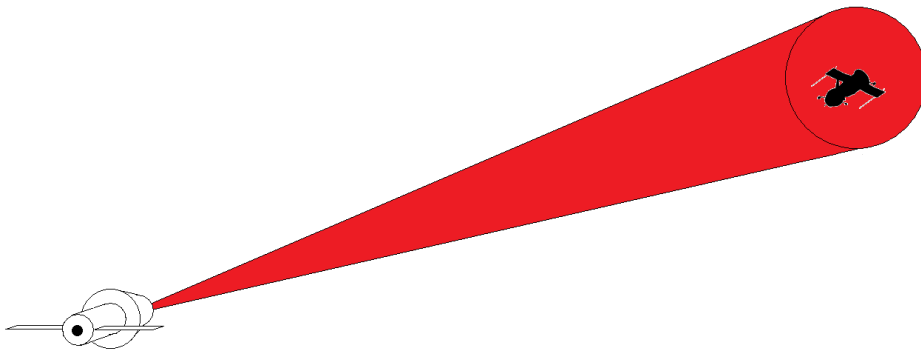


Рис. 1. Полное покрытие зондирующим пучком ЛЛС корпуса пассивного КА, представляющего собой точечный объект

Если корпус пассивного КА целиком перекрывает сечение зондирующего пучка (см. рис. 2), то в этом случае

$$D = \sqrt{\frac{E_l \cdot d_{пр}^2 \cdot \rho_{об} \cdot \tau_{пер} \cdot \tau_{пр}}{4 \cdot q \cdot E_{пор}}}. \quad (2)$$

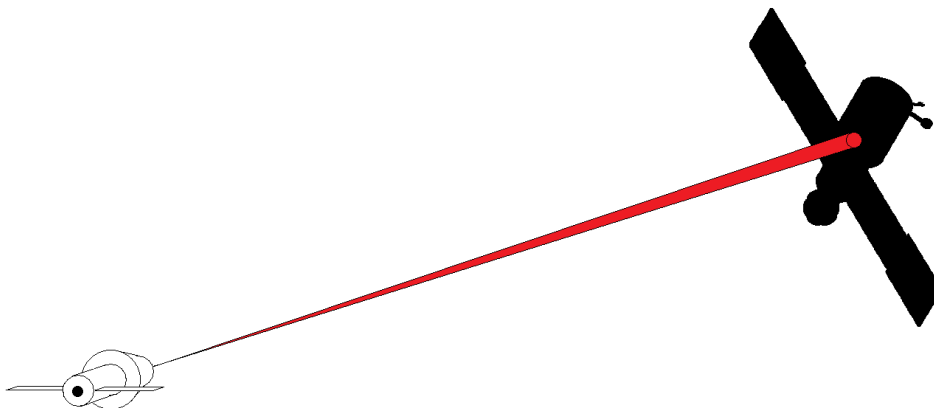


Рис. 2. Перекрывание сечения зондирующего пучка корпусом пассивного КА

Как следует из выражения (1), снижение чувствительности ФПУ в 100 раз приведет к снижению дальности измерений ЛЛС на 68,38 %. В случае, когда применимо выражение (2), дальность измерений ЛЛС уменьшится на 90,00 %.

На этапе разработки ЛЛС снижение чувствительности ФПУ можно компенсировать за счет ряда конструктивных решений.

2. Методы компенсации снижения чувствительности фотоприемных устройств в лазерных локационных системах

Для компенсации снижения дальности измерений ЛЛС при низкой чувствительности ФПУ можно использовать следующие конструктивные решения: увеличение энергии зондирующего импульса, сужение диаграммы излучения зондирующего пучка, увеличение диаметра входного зрачка и снижение отношения сигнал/шум.

Самым простым решением является увеличение энергии зондирующего импульса. Но в этом случае возрастает суммарная мощность, потребляемая ЛЛС от бортовой сети. Увеличение потребляемой лазерным источником мощности можно определить с помощью следующего выражения

$$P_{\text{потр}} = \frac{E_l \cdot f}{\eta}, \quad (3)$$

где f – частота повторения импульсов излучения; η – КПД лазера.

Кроме того, при увеличении энергии импульса снижается безопасность зондирующего излучения ЛЛС для органов зрения. Дальность безопасного наблюдения лазерного пучка оценивается в приближении, что энергия, проходящую через ограничивающую апертуру (зрачок глаза), не превышает допустимых пределов излучения (ДПИ)

$$D_{\text{без}} = \sqrt{\frac{d_A^2 \cdot E_u}{E_{\text{ДПИ}} \cdot \theta^2}}, \quad (4)$$

где d_A – диаметр ограничивающей апертуры; $E_{\text{ДПИ}}$ – ДПИ лазерного импульса; $E_u = E_l \cdot \tau_{\text{нер}}$ – энергия зондирующего импульса.

Из выражения (4) следует, что дальность безопасного наблюдения в значительной мере зависит от энергии и расходимости пучка.

Зависимость дальности измерений ЛЛС от расходимости зондирующего пучка более сильная, чем от его мощности, поэтому сужение диаграммы излучения позволяет увеличить дальность. Однако чрезмерное уменьшение расходимости зондирующего излучения может вызвать промах при сопровождении высокодинамичного объекта [9]. Поэтому на практике нецелесообразно использовать зондирующий пучок с очень узкой расходимостью.

Еще одно конструктивное решение заключается в увеличении диаметра входного зрачка – использовании приемного объектива большего диаметра. В бортовых ЛЛС как

правило используются линзовые объективы. Масса линзового объектива пропорциональна третьей степени его диаметра [12]

$$M = \kappa \cdot d_{np}^3, \quad (5)$$

где κ – коэффициент плотности заполнения конструкции объектива.

В последнюю очередь можно уменьшить отношение сигнал/шум. Это наименее предпочтительное решение, так как оно приводит к снижению помехоустойчивости ЛЛС и достоверности измерений.

Для получения надежного измерения на практике отношение сигнал/шум выбирается равным $q = 7 \dots 10$ [9], но не менее чем $q = 3$ [11]. Чаще всего принимается величина $q = 10$, которой соответствуют значения вероятностей ложной тревоги 10^{-6} и пропуска сигнала 10^{-7} (определяются с использованием критерия Неймана-Пирсона), обеспечивающие приемлемую надежность измерений.

Каждому из перечисленных выше конструктивных решений присущи некоторые недостатки. Поэтому при рациональном подходе компенсация снижения чувствительности ФПУ осуществляется за счет небольшого изменения сразу нескольких параметров, а не радикального изменения одного параметра в ущерб всем остальным. Далее рассмотрим два варианта изменения конструкции на примере простой одноканальной ЛЛС.

При локации точечного объекта с использованием ФПУ, имеющим пониженную чувствительность (в 100 раз), конструкцию ЛЛС можно доработать следующим образом:

- 1) увеличить энергию зондирующего импульса в два раза;
- 2) уменьшить расходимость зондирующего пучка в два раза;
- 3) увеличить диаметр приемного объектива в два раза;
- 4) снизить отношение сигнал/шум до $q = 3$.

В результате дальность безопасного наблюдения зондирующего пучка возрастет в 2,83 раза, в два раза увеличится потребляемая лазером мощность (если используется однопольный лазер с большей мощностью) а масса приемного объектива станет больше в восемь раз.

Если на излучение ЛЛС расходуется 30 % всей потребляемой от бортовой сети мощности, то при увеличении энергии лазерных импульсов в два раза, по выражению (3) потребляемая лазером мощность также увеличится в два раза. Таким образом, суммарная потребляемая ЛЛС мощность увеличится на 30 %.

Линзовый объектив с диаметром $d_{np} = 4$ см при $\kappa = 3000$ будет иметь массу $M = 0,19$ кг. Если лазерный модуль имеет массу 0,50 кг, объектив передающей оптической системы – 0,20 кг, электроника – 0,75 кг и корпус – 1,00 кг, то суммарная масса ЛЛС составит 2,64

кг. При увеличении диаметра приемного объектива до $d_{np} = 8$ см его масса составит $M = 1,54$ кг а суммарная масса ЛЛС возрастет до 3,99 кг (в 1,5 раза).

Во втором случае, когда видимый угловой размер пассивного КА больше поперечного сечения зондирующего пучка, разработчик может изменить только три из четырех вышеперечисленных конструктивных параметров:

- 1) увеличить энергию зондирующего импульса в три раза;
- 2) увеличить диаметр приемного объектива в три раза;
- 3) снизить отношение сигнал/шум до $q = 3$.

В этом случае дальность безопасного наблюдения зондирующего пучка ЛЛС увеличится в 1,73 раза, в три раза возрастет потребляемая однотипным лазером мощность, а масса приемного объектива вырастет в 27 раз. При ранее принятых допущениях суммарная потребляемая ЛЛС мощность увеличится на 60 % а суммарная масса ЛЛС возрастет до 7,63 кг (в 2,9 раз).

Кроме того, в обоих случаях из-за снижения отношения сигнал/шум вероятности ложной тревоги и пропуска сигнала достигнут значений 0,10 и 0,05 соответственно.

Альтернативный метод компенсации снижения чувствительности ФПУ заключается в установке на пассивном КА ответных оптических устройств пассивного типа – уголковых отражателей (УО). За счет УО, увеличивающих эффективную площадь отражения пассивного КА, дальность измерений возрастает приблизительно на порядок.

Но УО работоспособны только в ограниченном телесном угле (конус с углом при основании 30°), поэтому для обеспечения измерений при подходе активного КА с любого направления потребуется равномерное размещение большого количества УО на полусферических (или близких к ним) поверхностях с разных сторон пассивного КА.

3. Поиск и определение ориентации пассивного космического аппарата с использованием оптико-механического сканирования

Оптико-механическое сканирование по определенным траекториям зондирующим пучком, совмещенным с узким полем зрения приемного канала, используется в ЛЛС для поиска и обнаружения удаленного точечного объекта [3,13], а также определения ориентации пассивного КА на малых дальностях [1,2,4].

Важной характеристикой сканирующей ЛЛС является время, необходимое для просмотра всей области целеуказания (поля обзора). В первом приближении, длительность просмотра будет определяться выражением [14]

$$t_{обз} = \frac{2D \cdot \Omega_{обз}}{c \cdot \Omega_{пер}}, \quad (6)$$

где $\Omega_{обз}$ – телесный угол, соответствующий полю обзора ЛЛС; $c = 3 \cdot 10^8$ м/с – скорость света в вакууме; $\Omega_{пер} = \pi \cdot \theta^2 / 4$ – телесный угол расходимости зондирующего пучка.

Из выражения (6) следует, что длительность просмотра поля обзора будет прямо пропорциональна дальности

$$\frac{t_{обз2}}{t_{обз1}} = \frac{D_2}{D_1}. \quad (7)$$

Из выражения (1) следует

$$\frac{D_2}{D_1} = \sqrt{\frac{\theta_1}{\theta_2}}. \quad (8)$$

С помощью выражения (6), куда уже входит расходимость зондирующего пучка, и выражений (7), (8) получаем

$$\frac{t_{обз2}}{t_{обз1}} = \sqrt{\frac{\theta_1^5}{\theta_2^5}}. \quad (9)$$

Как следует из выражения (6), частота повторения зондирующих импульсов зависит от дальности до пассивного КА. Максимальная частота повторения зондирующих импульсов определяется отношением

$$f = \frac{c}{2D}. \quad (10)$$

Принципиально это ограничение можно обойти, если использовать линейку фотодетекторов или ввести в схему два спектральных канала и кодирование сигнала [3], т.е. реализовать более сложную конструкцию ЛЛС.

Из (6) и (10) следует, что

$$\Omega_{обз} = t_{обз} \cdot \Omega_{пер} \cdot f. \quad (11)$$

Допустим, с дальности 500 м требуется определить ориентацию пассивного КА. Из выражения (10) следует, что на этой дальности частота повторения зондирующих импульсов может составлять до 300 кГц. Частота выдачи результатов измерений из ЛЛС должна быть не менее 5 Гц ($t_{обз} = 0,2$ с).

В ЛЛС в качестве источников излучения используются волоконные лазеры (ВЛ), твердотельные лазеры с диодной накачкой (ТТЛ), а также полупроводниковые лазерные диоды (ЛД) [8]. Частоты повторения импульсов разных лазерных источников представлены в таблице 1.

Таблица 1. Частоты повторения импульсов разных лазерных источников, используемых в ЛЛС

Тип лазерного источника	Частота повторения импульсов излучения
ВЛ [15]	35...700 кГц
ТТЛ [16]	
<i>Er</i> :стекло	3...20 Гц
<i>Nd</i> :YAG	30 Гц
Полупроводниковые ЛД [17]	5...10 кГц

На дальностях менее 500 м можно использовать практически любой из данных типов лазеров. Наиболее перспективными выглядят ВЛ, которые обеспечивают высокие частоты повторения импульсов и имеют большой ресурс.

При использовании в ЛЛС лазерного источника с частотой повторения импульсов $f = 10$ кГц и расходимости пучка $\theta = 1$ мрад размер поля обзора составит

$$\Omega_{обз} = 2,27^\circ \times 2,27^\circ.$$

Из-за малого размера поля обзора для определения ориентации пассивного КА на нем необходимо установить специальную малогабаритную мишень, как это реализовано в ряде ЛЛС [18]. Но тогда возникает проблема поиска этой мишени при выполнении облета пассивного КА, так как для этого необходимо заранее знать его ориентацию.

Таким образом, реализация быстро сканирующей ЛЛС с полем обзора более $2^\circ \times 2^\circ$ возможна только с использованием ВЛ.

Далее рассмотрим влияние производительности сканирования ЛЛС на точность определения ориентации пассивного КА угломерным (триангуляционным) методом.

Угломерный метод определения ориентации основан на измерении наблюдаемого размера линейного отрезка известной длины и определенным образом ориентированного в системе координат пассивного КА. Для определения ориентации пассивного КА требуется не менее трех реперных точек (реперов), две из которых находятся в одной плоскости, а третья несколько сдвинута относительно нее [13].

Для оценки углов отклонения пассивного КА по двумерному изображению, формируемому сканирующей ЛЛС, используем методику, аналогичную описанной в работе [19]. Пусть на корпусе пассивного КА имеется три репера, причем две крайних разнесены на расстояние $L_1 = 2$ м, а расположенный в центре вынесен в направлении ЛЛС на $L_2 = 1$ м. Примем допущение, что в начальный момент времени направление осей системы координат подсистемы реперов совпадает с направлением осей системы координат ЛЛС а реперы расположены симметрично относительно оси «У_{ЛЛС}» ЛЛС.

В плоскости пассивного КА ориентация реперов определяется угловым положением двух ортогональных векторов r_1 и r_2 с общим началом в точке «О», соответствующей началу координат (где расположен центральный репер). В результате разворота пассивного КА по тангажу, крену и курсу реперы принимают положение, отличное от исходного. По результатам измерения координат векторов r_1 и r_2 выполняется оценка углов отклонения пассивного КА.

Принцип определения ориентации пассивного КА с использованием угломерного метода проиллюстрирован на рис. 3.

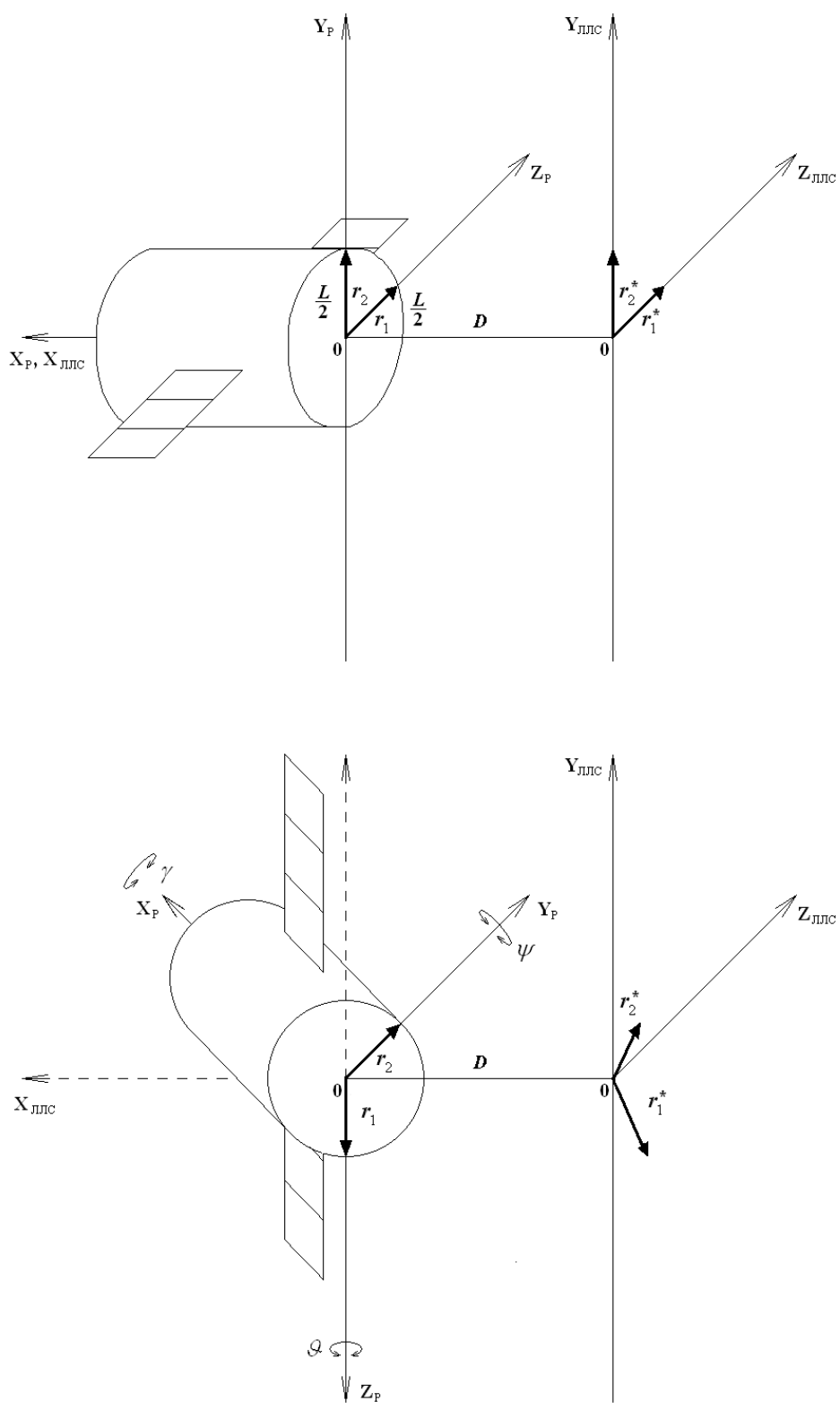


Рис. 3. Принцип определения ориентации пассивного КА в пределах малых углов на близких дистанциях с использованием угломерного метода

Примем расстояние $L = L_1$ за базовое. Тогда в системе координат реперов векторы до поворота имеют следующие координаты

$$r_1 = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{L}{2} \end{pmatrix}, r_2 = \begin{pmatrix} 0 \\ \frac{L}{2} \\ 0 \end{pmatrix}. \quad (12)$$

В системе координат ЛЛС эти векторы представлены векторами изображений с координатами

$$r_1^* = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{l}{2} \end{pmatrix}, r_2^* = \begin{pmatrix} 0 \\ \frac{l}{2} \\ 0 \end{pmatrix}, \quad (13)$$

где l – линейный размер изображения отрезка L в плоскости ЛЛС.

В результате поворота на углы рыскания ψ , тангажа ϑ и крена γ и вместе с системой координат реперных точек, векторы в прежней системе координат (коллинеарной системе координат ЛЛС) будут иметь координаты Ar_1 и Ar_2 . Матрица поворота A имеет вид

$$A = \begin{pmatrix} \cos\psi \cos\vartheta & -\cos\psi \sin\vartheta \cos\gamma + \sin\psi \sin\gamma & \cos\psi \sin\vartheta \sin\gamma + \sin\psi \cos\gamma \\ \sin\vartheta & \cos\vartheta \cos\gamma & -\cos\vartheta \sin\gamma \\ -\sin\psi \cos\vartheta & \sin\psi \sin\vartheta \cos\gamma + \cos\psi \sin\gamma & -\sin\psi \sin\vartheta \sin\gamma + \cos\psi \cos\gamma \end{pmatrix} \quad (14)$$

Тогда векторы изображений r_1^* и r_2^* в системе координат ЛЛС после поворота получают следующие координаты

$$r_1^* = \begin{pmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{l}{2} \cdot (\cos\psi \sin\vartheta \sin\gamma + \sin\psi \cos\gamma) \\ -\frac{l}{2} \cdot \cos\vartheta \sin\gamma \\ \frac{l}{2} \cdot (\cos\psi \cos\gamma - \sin\psi \sin\vartheta \sin\gamma) \end{pmatrix}, \quad (15)$$

$$r_2^* = \begin{pmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{l}{2} \cdot (\sin\psi \sin\gamma - \cos\psi \sin\vartheta \cos\gamma) \\ \frac{l}{2} \cdot \cos\vartheta \cos\gamma \\ \frac{l}{2} \cdot (\sin\psi \sin\vartheta \cos\gamma + \cos\psi \sin\gamma) \end{pmatrix}. \quad (16)$$

Для вычисления углов тангажа, рыскания и крена используются координаты y и z векторов r_1 , r_2 в плоскости изображения, так как координаты x_1 , x_2 являются ненаблюдаемыми. Для малых углов ω_1 , ω_2 примем допущения: $\sin(\omega_1) \approx \omega_1$; $\sin^2(\omega_1) \approx 0$; $\sin(\omega_1) \cdot \sin(\omega_2) \approx 0$; $\cos(\omega_1) \approx 1$. Тогда выражения для вычисления углов рыскания ψ , тангажа ϑ и крена γ примут вид

$$\psi = \arccos\left(\frac{2z_1}{l}\right), \quad (17)$$

$$\vartheta = \arccos\left(\frac{2y_2}{l}\right), \quad (18)$$

$$\gamma = -\arctan\left(\frac{y_1}{y_2}\right). \quad (19)$$

Погрешности определения координат σ_{y2} , σ_{z1} будут зависеть в первую очередь от углового разрешения сканирующей ЛЛС, определяемого шириной диаграммы излучения ее зондирующего пучка

$$\sigma_\theta = \frac{\theta}{2}. \quad (20)$$

Кроме того, погрешность измерений будет зависеть от дальности. Видимый угловой размер отрезка L между двумя реперами равен

$$\omega'_L = -\arctan\left(\frac{L}{D}\right). \quad (21)$$

Выражение для погрешности определения угла рысканья (при углах тангажа и крена близких к нулю) будет иметь вид

$$\sigma_\psi = \arccos\left(\frac{2z_1}{l}\right) - \arccos\left(\frac{2(z_1 + \sigma_{z1})}{l}\right) = \frac{\sigma_\theta}{\omega'_L}, \quad (22)$$

а для угла тангажа

$$\sigma_\vartheta = \arccos\left(\frac{2y_2}{l}\right) - \arccos\left(\frac{2(y_2 + \sigma_{y2})}{l}\right) = \frac{\sigma_\theta}{\omega'_L}. \quad (23)$$

Погрешность определения угла крена (при углах тангажа и рысканья близких к нулю) с учетом того, что определяются две координаты по оси «Y_{ЛЛС}», будет определяться выражением

$$\sigma_\gamma = \arctan\left(\frac{y_1 + \sigma_{y1}}{y_2 + \sigma_{y2}}\right) - \arctan\left(\frac{y_1}{y_2}\right) = \frac{\sqrt{2} \cdot \sigma_\theta}{\omega'_L}. \quad (24)$$

Из выражений (22)-(24) следует, что точность угломерного метода тем выше, чем больше видимый угловой размер базового отрезка. Для дальнейшего анализа примем допущение, что поле обзора имеет форму квадрата, а базовый отрезок заполняет его полностью по одной из координат.

Из выражения (11) следует, что

$$\beta = \frac{\theta}{2} \cdot \sqrt{\pi \cdot t_{обз} \cdot f}, \quad (25)$$

где β – угловой размер поля обзора вдоль одной из координат.

Принимая во внимание (20), преобразовываем выражения (22)-(24) к виду

$$\sigma_{\psi} = \sigma_{\theta} = \frac{1}{\sqrt{\pi \cdot t_{\text{обз}} \cdot f}}, \quad (26)$$

$$\sigma_{\gamma} = \sqrt{\frac{2}{\pi \cdot t_{\text{обз}} \cdot f}}. \quad (27)$$

Отсюда следует, что погрешность определения ориентации пассивного КА с использованием оптико-механического сканирования определяется длительностью обзора и частотой повторения зондирующих импульсов.

С помощью выражений (26) и (27) получаем, что для обеспечения погрешности измерений углов тангажа и рысканья $\sigma_{\psi} = \sigma_{\theta} = 0,3^{\circ}$ частота повторения зондирующих импульсов должна быть не менее $f = 58,0$ кГц, а для обеспечения такой же погрешности измерений угла крена $\sigma_{\gamma} = 0,3^{\circ}$ потребуется частота повторения импульсов $f = 116,1$ кГц. Поэтому для получения требуемой точности определения ориентации пассивного КА в ЛЛС необходимо использовать ВЛ.

По выражению (10) максимальная дальность измерений с указанными погрешностями будет равна 1292 м. Если применять лазерные источники с частотой повторения импульсов $f = 10$ кГц (максимальная дальность 15 км, на которой еще не требуется определения ориентации пассивного КА), то погрешности измерений углов будут не менее чем $\sigma_{\psi} = \sigma_{\theta} = 0,7^{\circ}$ и $\sigma_{\gamma} = 1,0^{\circ}$.

4. Динамический диапазон фотоприемного устройства и защита фотодетектора от перегрузки с помощью электромеханического оптического аттенюатора

Дальность измерений бортовой ЛЛС (в зависимости от характеристик аппаратуры и пассивного КА) составляет более 10 км по диффузно отраженному сигналу и более 400 км по УО [8]. При постоянной энергии зондирующего импульса отношение сигнал/шум на близких дальностях может превысить динамический диапазон ФПУ (особенно при наличии УО на корпусе пассивного КА).

В результате возникает перегрузка ФПУ, которая приводит к увеличению погрешностей измерений и разрешающей способности ЛЛС [20]. Большие перегрузки потенциально могут повредить фотодетектор.

Поэтому в приемном тракте ЛЛС иногда предусматривается защита ФПУ от мощных отраженных сигналов. В бортовом высотомере ЛВ-В (разрабатывался для КА «Фобос-грунт»), который имел максимальную дальность измерений 60 км, при работе в диапазоне малых дальностей от 1 км до 10 км задействовался оптический аттенюатор [21].

Рассмотрим, как изменяется величина принимаемого ФПУ сигнала при работе по диффузно отраженному сигналу и по сигналу, отраженному от УО. Также оценим, как принятый сигнал соотносится с динамическим диапазоном используемого фотодетектора.

Если видимый угловой размер пассивного КА полностью заполняет поле зрения приемного канала ЛЛС, то из выражения (2) следует, что требуемое ослабление энергии принятого сигнала будет определяться соотношением

$$\kappa_1 = \frac{E_l \cdot d_{np}^2 \cdot \rho_{об} \cdot \tau_{nep} \cdot \tau_{np}}{4 \cdot D^2 \cdot E_{max}}, \quad (28)$$

где E_{max} – максимально допустимая энергия сигнала, принимаемого ФПУ.

Исходные данные имеют следующие значения: $E_l = 1,0$ мДж; $d_{np} = 4,0$ см; $\tau_{nep} = \tau_{np} = 0,7$; $\rho_n = 0,5$. Рассмотрим случай, когда используется ФПУ на основе ЛФД с динамическим диапазоном, равным 25 дБ. Тогда принимаемый сигнал должен иметь значения от $E_{nop} = 0,1$ фДж до $E_{max} = 3,16 \cdot 10^{-14}$ Дж.

Превышение E_{max} начинается уже на дальностях $D < 1,75$ км. Зависимость величины необходимого ослабления оптического аттенюатора от дальности до диффузно отражающего пассивного КА (в диапазоне 0,1...1,8 км) представлена на рис. 4.

Если в ЛЛС применяется ФПУ на основе *pin*-ФД (динамический диапазон 60 дБ) для сохранения дальности измерений $D = 10$ км диаметр входного зрачка потребуется увеличить в 3 раза ($d_{np} = 12,0$ см), а энергию зондирующего импульса в 11 раз до $E_l = 11$ мДж. Диапазон принимаемого ФПУ сигнала составляет от $E_{nop} = 10$ фДж до $E_{max} = 1,00 \cdot 10^{-8}$ Дж.

В этом случае $\kappa_1 < 1,0$ даже при $D < 100$ м. А для измерений на таких малых дальностях в ЛЛС уже может использоваться другой, дополнительный ближний канал [3,22].

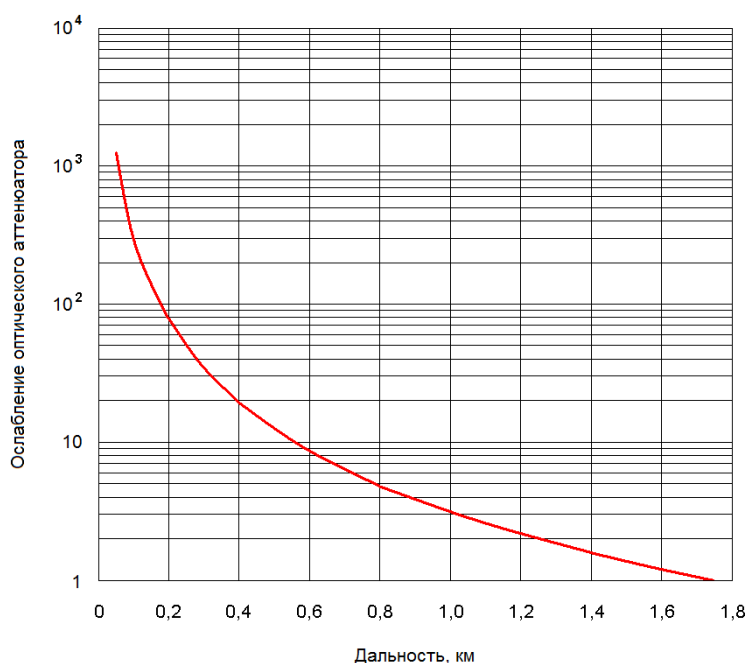


Рис. 4. Зависимость необходимого для защиты ФПУ ослабления оптического аттенюатора от дальности до диффузно отражающего пассивного КА

При установке УО на пассивный КА дальность измерений определяется по выражению

$$D = \sqrt[4]{\frac{E_l \cdot S_{YO} \cdot S_{np} \cdot \rho_{YO} \cdot \tau_{nep} \cdot \tau_{np}}{q \cdot E_{nop} \cdot \Omega_{nep} \cdot \Omega_{omp}}}, \quad (29)$$

где S_{YO} – площадь УО; S_{np} – площадь приемной апертуры; ρ_{YO} – коэффициент отражения УО; $\Omega_{omp} = \pi \cdot \alpha_{YO}^2$ – телесный угол расходимости отраженного от УО пучка; α_{YO} – точность изготовления двухгранных углов УО.

Преобразовывая выражение (29), получаем, что ослабление энергии принятого сигнала составит

$$K_2 = \frac{\Theta \cdot E_l \cdot S_{YO} \cdot S_{np} \cdot \rho_{YO} \cdot \tau_{nep} \cdot \tau_{np}}{D^4 \cdot \Omega_{nep} \cdot \Omega_{omp} \cdot E_{max}}, \quad (30)$$

где Θ – коэффициент перекрытия угловых полей излучающего и приемного каналов, определяемый геометрическим фактором.

Геометрический фактор проявляется в случае, когда в конструкции ЛЛС используется традиционная оптическая схема с отдельными излучающим и приемным каналами. Геометрический фактор позволяет дополнительно ослабить мощный сигнал, отраженный от УО на пассивном КА при сближении с ним, и определяется в соответствии с методикой, описанной в [22].

На малых дальностях происходит «отсечка» отраженного от УО сигнала за счет параллакса оптических осей приемного и передающего каналов ЛЛС: отраженный от УО пучок излучения направляется обратно в излучающую апертуру и из-за малой расходимости не попадает в приемную апертуру. В результате на расстоянии менее дальности «отсечки», измерения выполняются по менее мощному диффузно отраженному сигналу.

Диапазон дальностей, в котором проявляется геометрический фактор, определяется выражением

$$\frac{b - \frac{d_{np}}{2} - d_{YO}}{\alpha_{YO}} < D < \frac{b + \frac{d_{np}}{2} - d_{YO}}{\alpha_{YO}}, \quad (31)$$

где b – расстояние между оптическими осями приемной и передающей оптических систем ЛЛС; d_{YO} – диаметр УО.

При $b = 10$ см, $d_{YO} = 2,54$ см и $\alpha_{YO} = 10''$

$$1126 \text{ м} < D < 1951 \text{ м}.$$

Зависимость величины ослабления оптического attenuатора от дальности до УО (в диапазоне 1...8 км, $\theta = 1$ мрад, $\rho_{YO} = 0,85$, $E_{max} = 3,16 \cdot 10^{-14}$ Дж) представлена на рис. 5.

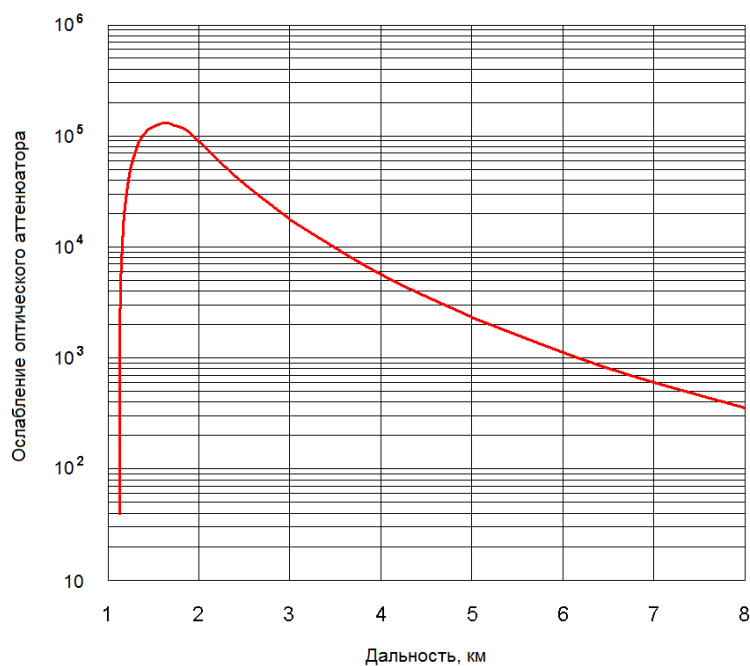


Рис. 5. Зависимость требуемого для защиты ФПУ ослабления оптического аттенюатора от дальности до пассивного КА с УО

Как следует из рис. 5, максимальное ослабление оптического аттенюатора составляет более 10^5 (на два порядка больше, чем в случае с диффузно отраженным сигналом). При этом на дальностях менее 1,7 км уже проявляется влияние геометрического фактора, который позволяет уменьшить ослабление оптического аттенюатора.

Использование ФПУ на основе *pin*-ФД ($E_{нор} = 10$ фДж, $E_{max} = 1,00 \cdot 10^{-8}$ Дж) потребует увеличения диаметра приемного объектива до $d_{np} = 12$ см. По выражению (31) при $b = 20$ см геометрический фактор проявится на дальностях

$$2364 \text{ м} < D < 4839 \text{ м}.$$

Как показывает оценка по (30), в этом диапазоне дальностей при энергии зондирующего импульса $E_n = 11$ мДж ослабление отраженного сигнала практически не требуется.

Таким образом, из результатов анализа с использованием выражений (28) и (30) следует, что оптический аттенюатор целесообразно вводить в приемный тракт ЛЛС, когда применяется ФПУ на основе ЛФД. Если используется ФПУ на основе *pin*-ФД, то его защита от перегрузки не требуется, как при работе по диффузно отраженному сигналу, так и по сигналу от УО (при наличии геометрического фактора).

Исключение оптического аттенюатора с электромеханическим приводом из конструкции ЛЛС желательно по причине того, что использование элементов, включающих пары трения отрицательно влияет на надежность бортовой аппаратуры [23].

Далее проанализируем влияние электромеханического оптического аттенюатора на надежность одноканальной ЛЛС с простой конструкцией. Вероятность безотказной

работы (ВБР) будем оценивать для лазера, электронных и электромеханических элементов и узлов. Примем, что механические элементы конструкции (неподвижные) имеют крайне низкую вероятность отказа.

Рассматриваемая в данном примере одноканальная ЛЛС включает в себя лазерный модуль, электромеханический оптический аттенюатор и электронный блок (куда входят все электронные компоненты, используемые для приема и обработки сигнала, а также управления). Анализ структуры ЛЛС показывает, что она не имеет избыточности и все элементы включены последовательно (см. рис. 6).

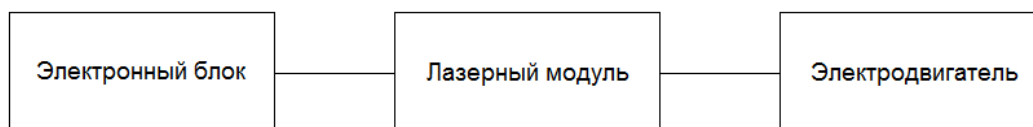


Рис. 6. Структурная схема надежности одноканальной ЛЛС с электромеханическим оптическим аттенюатором

В первом приближении оценку ВБР прибора или его элемента (изделия) получают с использованием экспоненциального закона [24]:

$$P = e^{-\lambda \cdot t}, \quad (32)$$

где λ – поток интенсивности отказов изделия; а $t \in [t_0, T_f]$ – оцениваемый период времени активной работы; t_0 – начало работы изделия; T_f – окончание работы изделия.

Интенсивность отказов изделия равна

$$\lambda = \frac{1}{T_n}, \quad (33)$$

где T_n – наработка до отказа для данного изделия.

Значение потока интенсивности отказов для ЛЛС в целом определяется выражением

$$\lambda_{\Sigma} = \sum_{i=1}^n K_3 \cdot \lambda_i, \quad (34)$$

где n – число элементов; K_3 – обобщенный эксплуатационный коэффициент; λ_i – интенсивность отказов i -го элемента.

Для надежной работы ЛЛС должна иметь ВБР не ниже $P(t) = 0,999$. Для лазерного модуля ЛЛС (на основе ТТЛ) значение ВБР составляет $P(t) = 0,9993$ [25]. Для расчета ВБР других элементов приняты следующие значения интенсивностей отказов: электродвигатель $\lambda_1 = 5,0 \cdot 10^{-5}$ 1/ч, электронный блок $\lambda_2 = 3,5 \cdot 10^{-6}$ 1/ч [23].

Продолжительность активной работы ЛЛС принимаем равной $t = 3$ ч. Значение эксплуатационного коэффициента равно $K_3 = 1,5$, что соответствует эксплуатации изделия в условиях орбитального космического полета [24].

Тогда для ЛЛС с электромеханическим аттенюатором ВБР будет равна $P(t) = 0,9991$. При исключении электромеханического аттенюатора значение ВБР составит $P(t) = 0,9993$, т.е. надежность ЛЛС возрастет на 0,02 % и практически будет равна надежности

лазерного модуля. Это объясняется тем, что интенсивность отказов у электродвигателя выше на порядок чем у блока электроники, поэтому его исключение заметно увеличивает ВБР.

Если в ЛЛС используется ФПУ на основе ЛФД, то для его защиты от перегрузки все же потребуется использовать оптический аттенюатор. Но тем не менее перегрузка ФПУ может возникнуть при временном выходе пассивного КА из поля зрения ЛЛС и последующем его зондировании на малой дальности с открытым аттенюатором.

Для выполнения многократного поиска пассивного КА, безопасного для ФПУ, можно использовать следующий алгоритм функционирования. После включения ЛЛС оптический аттенюатор переводится в положение «полностью закрыт» и только после этого осуществляется наведение на пассивный КА и его зондирование. Если ФПУ не обнаруживает отраженный сигнал, ослабление аттенюатора уменьшается на один шаг и зондирование повторяется до обнаружения сигнала или до перевода аттенюатора в положение «полностью открыт». По уровню устойчиво принимаемого сигнала на выходе ФПУ выставляется требуемое ослабление оптического аттенюатора. Этот алгоритм позволит избежать неожиданной перегрузки ФПУ при повторном поиске пассивного КА на малых дальностях.

5. Влияние частоты повторения импульсов лазерного источника на погрешность измерений скорости

В бортовых ЛЛС одновременно осуществляется измерение дальности и скорости, при этом к точностям измерений радиальной скорости предъявляются высокие требования: на завершающем участке сближения (дальность менее 20 м) допустимая погрешность по уровню 3σ составляет 0,003...0,006 м/с.

Радиальная скорость, как правило, вычисляется конечно-разностным (дифференциальным) методом по двум измерениям дальности

$$v = \frac{D_1 - D_2}{\Delta t}, \quad (35)$$

$$\Delta t = t_2 - t_1, \quad (36)$$

где D_1, D_2 – измеренные значения дальности в моменты времени t_1, t_2 .

Из выражения (35) следует, что погрешность измерения скорости σ_v определяется погрешностями измерения дальности σ_D и временного интервала σ_t между измерениями. Формальным образом это можно представить в виде

$$\frac{\sigma_v^2}{v^2} = 2 \cdot \frac{\sigma_D^2}{v^2 \cdot \Delta t} + \frac{\sigma_t^2}{\Delta t^2}. \quad (37)$$

Предположим, что σ_D не зависит от дальности и что $\sigma_t \ll \sigma_D$. Пренебрегая вторым членом в выражении (37), преобразуем его к виду

$$\sigma_v = \frac{\sqrt{2} \cdot \sigma_D}{\Delta t}. \quad (38)$$

Для измерения скорости в ЛЛС может быть использован метод на основе многократного зондирования пассивного КА импульсами с высокой частотой. Излучается пачка из N независимых зондирующих импульсов, а результаты измерений по каждому импульсу усредняются. Тогда выражение для погрешности измерения скорости принимает вид

$$\sigma_v = \sqrt{\frac{2}{N}} \cdot \frac{\sigma_D}{\Delta t^2}. \quad (39)$$

Из выражения (39) следует, что точность измерений при постоянном значении Δt можно повысить за счет снижения погрешности измерения дальности σ_D и увеличения количества N зондирующих импульсов в пачке.

Снижение σ_D в ЛЛС достигается в первую очередь улучшением точности временной привязки зондирующих импульсов. При использовании однопорогового устройства временной привязки погрешность измерения может достигать половины длительности зондирующего импульса [9].

Следует отметить, что измерения по диффузно отраженному сигналу на большой дальности не обеспечивают малых значений σ_D из-за размывания отраженного импульса вдоль элементов конструкции пассивного КА.

Для оценки пренебрегаем размыванием отраженного сигнала от корпуса пассивного КА (допустим, пассивный КА находится в таком ракурсе, что плоский элемент его конструкции расположен перпендикулярно зондирующему пучку и полностью его перекрывает) и получаем

$$\sigma_D = \frac{c \cdot t_u}{2}, \quad (40)$$

где t_u – длительность зондирующего импульса.

Чтобы погрешность измерений радиальной скорости не превышала $\sigma_v = 0,003$ м/с, необходим лазерный источник, обеспечивающий длительность зондирующих импульсов 10 нс и частоту их повторения 500 кГц. В настоящее время такими характеристиками обладают только ВЛ.

Таким образом ВЛ, обеспечивающий высокие частоты повторения импульсов излучения, является предпочтительным типом лазерного источника в бортовых ЛЛС, который может быть использован на близких дальностях для решения двух задач: определения ориентации пассивного КА и измерения его скорости с минимальными погрешностями.

Заключение

В работе проведен анализ зависимостей дальности, погрешности измерений и надежности бортовых ЛЛС от разных типов лазерных источников и фотодетекторов, а также электромеханического оптического аттенуатора, используемых в аппаратуре.

Описаны конструктивные решения, которые могут использоваться для компенсации снижения чувствительности ФПУ в 100 раз в результате замены типа фотодетектора (ЛФД на *pin*-ФД) и влияние этих изменений на характеристики ЛЛС.

Показано, что ВЛ за счет высокой частоты повторения импульсов излучения является предпочтительным типом лазерного источника в бортовых ЛЛС, который может быть использован на дальностях менее 500 м для решения двух задач: определения ориентации пассивного КА с погрешностью менее $0,3^\circ$ и измерения скорости сближения с погрешностью $0,003...0,006$ м/с.

Получены зависимости требуемого для защиты ФПУ (на основе ЛФД и *pin*-ФД) ослабления оптического аттенюатора от дальности до диффузно отражающего пассивного КА и пассивного КА с УО.

Установлено, что оптический аттенюатор целесообразно применять, если в ЛЛС используется ФПУ на основе ЛФД. При использовании ФПУ на основе *pin*-ФД оптический аттенюатор не требуется (при наличии геометрического фактора в случае зондирования УО). Исключение электромеханического оптического аттенюатора позволяет увеличить ВБР для ЛЛС с $P(t) = 0,9991$ до $P(t) = 0,9993$ (повысить надежность на $0,02\%$).

Результаты, полученные в настоящей работе, могут быть использованы при разработке бортовых и наземных ЛЛС разного назначения, лазерных дальномеров, лидаров.

В дальнейших исследованиях целесообразно рассмотреть факторы, которые влияют на погрешности измерений бортовых ЛЛС с дальностями более 500 м.

Список литературы

1. Ruel S., Luu T., Verube A. On-Orbit Testing of Target-less TriDAR 3D Rendezvous and Docking Sensor // Proc. of the International Symposium on Artificial Intelligent, Robotics and Automation in Space (i-SAIRAS 2010) (August 29 – September 1, 2010, Sapporo, Japan). Режим доступа: <http://robotics.estec.esa.int/i-SAIRAS/isairas2010/PAPERS/004-2775-p.pdf> (дата обращения 26.07.2015).
2. English C., Okouneva G., Saint-Cyr P., Choudhuri A., Luu T. Real-Time Dynamic Pose Estimation Systems in Space: Lessons Learned for System Design and Performance Evaluation // International Journal of Intelligent Control and Systems (IJICS). 2011. Vol. 16, no. 2. P. 79-96.
3. Грязнов Н.А., Панталеев С.М., Иванов А.Е., Кочкарёв Д.А., Куликов Д.С. Высокопроизводительный метод измерений координат объектов в условиях космического пространства // Научно-технические ведомости Санкт-Петербургского государственного политехнического университета. 2013. № 2 (171). С. 197-202.
4. Rems F., Fritz S., Boge T. Breadboard Model of a 3D LIDAR Sensor for Real-time Pose Estimation of Spacecraft // Proc. of the GNC 2014: 9th International ESA Conference on

- Guidance, Navigation & Control Systems (Porto, Portugal, 2–6 June 2014). Режим доступа: http://elib.dlr.de/89757/1/GNC_2014_Paper_F_Rems.pdf (дата обращения 26.07.2015).
5. Conticello S.S., Esposito M., Steffes S., et al. Development and Test Results of Simplex, a Compact Navigator for Planetary Exploration // Proc. of the 4S Symposium 2014 – Symposium on Small Satellites for Earth Observation (IAA and DLR) and The Small Satellites Conference (AIAA and USU). Режим доступа: http://elib.dlr.de/91227/1/4S-2014_simplex_paper.pdf (дата обращения 26.07.2015).
 6. Pierrottet D.F., Amzajerdian F., Barnes B. A long distance Laser Altimeter for terrain relative navigation and spacecraft landing. NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, 2014. Режим доступа: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20140006392.pdf> (дата обращения 26.07.2015).
 7. Namiki N., Mizuno T., Senshu H., et al. Performance of Hayabusa-2 LIDAR in Acceptance and Verification Tests // Proc. of the 46th Lunar and Planetary Science Conference (March 16-20, 2015, The Woodlands, Texas). Режим доступа: <http://www.hou.usra.edu/meetings/lpsc2015/pdf/1798.pdf> (дата обращения 26.07.2015).
 8. Старовойтов Е.И., Савчук Д.В., Зубов Н.Е. Выбор лазеров для увеличения дальности бортовых локационных систем космических аппаратов // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2013. № 8. С. 215-232. DOI: [10.7463/0813.0609292](https://doi.org/10.7463/0813.0609292)
 9. Ставров А.А., Поздняков М.Г. Импульсные лазерные дальнометры для оптико-локационных систем // Доклады БГУИР. 2003. Т.1, № 2. С. 59-65.
 10. Козинцев В.И., Белов М.Л., Орлов В.М., Городничев В.А., Стрелков Б.В. Основы импульсной лазерной локации / под ред. В.Н. Рождествина. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 571 с.
 11. Назаров В.Н., Балашов И.Ф. Энергетическая оценка импульсных лазерных дальнометров. СПб.: СПбГУ ИТМО, 2002. 38 с. Режим доступа: http://de.ifmo.ru/bk_netra/start.php?bn=27 (дата обращения 26.07.2015).
 12. Старовойтов Е.И., Савчук Д.В., Зубов Н.Е. Анализ возможностей, оптимизация массы и энергопотребления лазерного высотометра для управления спуском с окололунной орбиты // Космическая техника и технологии. 2014. № 1 (4). С. 67-74.
 13. Федосеев В.И. Автоматическая лазерная система контроля параметров сближения кооперируемых космических аппаратов // Оптический журнал. 1996. № 7. С. 66-70.
 14. Малашин М.С., Каминский Р.П., Борисов Ю.Б. Основы проектирования лазерных локационных систем. М.: Высшая школа, 1983. 207 с.
 15. Fiber Lasers // Spectra-Physics, A Newport Company: website. Режим доступа: <http://www.spectra-physics.com/products/fiber-lasers> (дата обращения 26.07.2015).
 16. Каталог разработок. Институт физики им. Б.И. Степанова НАН Беларуси. Режим доступа: http://ifanbel.bas-net.by/russian/booklet_russian.pdf (дата обращения 26.07.2015).

17. Полупроводниковые лазеры импульсного режима работы // Inject: сайт компании. Режим доступа: http://www.inject-laser.ru/products/semiconducters_lasers/subpage1.ivp (дата обращения 26.07.2015).
18. Roux Y., Da Cunha P. The GNG measurement system for the automated transfer vehicle // The 18th International Symposium on Space Flight Dynamics (ISSFD). Munich, Germany, 11 - 15 October, 2004. Режим доступа: http://www.issfd.org/ISSFD_2004/papers/P1010.pdf (дата обращения 26.07.2015).
19. Бачевский С.В. Точность определения дальности и ориентации объекта методом пропорций в матричных телевизионных системах // Вопросы радиоэлектроники. Сер. Техника телевидения. 2010. Вып. 1. С. 57-66.
20. Вильнер В., Волобуев В., Ларюшин А., Рябокуль А. Достоверность измерений импульсного лазерного дальномера // Фотоника. 2013. № 3. С. 42–60.
21. Фобос Грунт: проект космической экспедиции. В 2 т. Т.1. / авт.-сост. В.В. Ефанов, А.В. Захаров. М.: ООО «Полстар», 2011. 237 с.
22. Старовойтов Е.И., Зубов Н.Е., Ивашов В.В., Никульчин А.В. Исследование эффективности и оптимизация параметров лазерного локационного прибора для измерения скорости сближения космических аппаратов // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2014. № 6. С. 247-269. DOI: [10.7463/0614.0712240](https://doi.org/10.7463/0614.0712240)
23. Старовойтов Е.И. Анализ надежности лазерных локационных систем для управления движением космических аппаратов // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2014. № 2. С. 202-219. DOI: [10.7463/0214.0699720](https://doi.org/10.7463/0214.0699720)
24. Боровиков С.М. Теоретические основы конструирования, технологии и надежности. Минск: Дизайн ПРО, 1998. 336 с.
25. Поляков В.М., Покровский В.П., Сомс Л.Н. Лазерный передающий модуль с переключаемой диаграммой направленности для космического аппарата “ФОБОС-ГРУНТ” // Оптический журнал. 2011. Т. 78, № 10. С. 4-9.

Applied Questions of Onboard Laser Radar Equipment Development

E.I. Starovoitov^{1,*}, N.E. Zubov^{1,2}

*evgstarovoitov@yandex.ru

¹S.P. Korolev Rocket And Space Corporation «Energia», Korolev, Russia

²Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

Keywords: laser ranging system, space vehicle, rendezvous and docking, photodetector, laser, scanning, accuracy, reliability

During development of the spacecraft laser radar systems (LRS) it is a problem to make a choice of laser sources and photo-detectors both because of their using specifics in onboard equipment and because of the limited number of domestic and foreign manufacturers.

Previous publications did not consider in detail the accuracy versus laser pulse repetition frequency, the impact of photo-detector sensitivity and dynamic range on the LRS characteristics, and the power signal-protected photo-detector against overload.

The objective of this work is to analyze how the range, accuracy, and reliability of onboard LRS depend on different types of laser sources and photo-detectors, and on availability of electromechanical optical attenuator.

The paper describes design solutions that are used to compensate for a decreased sensitivity of photo-detector and an impact of these changes on the LRS characteristics.

It is shown that due to the high pulse repetition frequency a fiber laser is the preferred type of a laser source in onboard LRS, which can be used at ranges less than 500 m for two purposes: determining the orientation of the passive spacecraft with the accuracy of 0.3° and measuring the range rate during the rendezvous of spacecrafts with an accuracy of $0.003... 0.006$ m/s.

The work identifies the attenuation level of the optical attenuator versus measured range. In close proximity to a diffusely reflecting passive spacecraft and a corner reflector this attenuator protects photo-detector. It is found that the optical attenuator is advisable to apply when using the photo-detector based on an avalanche photodiode. There is no need in optical attenuator (if a geometric factor is available in the case of sounding corner reflector) when a photo-detector based on *pin*-photodiode is used. Exclusion of electromechanical optical attenuator can increase the reliability function of LRS from $P(t) = 0.9991$ to $P(t) = 0.9993$.

The results obtained in this work can be used in development of different purpose onboard and ground-based LRS, laser range finders, and lidars.

In further studies it is advisable to consider the factors that affect the measuring accuracy of onboard LRS with a range of more than 500 m.

References

1. Ruel S., Luu T., Berube A. On-Orbit Testing of Target-less TriDAR 3D Rendezvous and Docking Sensor. *Proc of the International Symposium on Artificial Intelligent, Robotics and Automation in Space (i-SAIRAS 2010)*, August 29 – September 1, 2010, Sapporo, Japan. Available at: <http://robotics.estec.esa.int/i-SAIRAS/isairas2010/PAPERS/004-2775-p.pdf> , accessed 26.07.2015.
2. English C., Okouneva G., Saint-Cyr P., Choudhuri A., Luu T. Real-Time Dynamic Pose Estimation Systems in Space: Lessons Learned for System Design and Performance Evaluation. *International Journal of Intelligent Control and Systems (IJICS)*, 2011, vol. 16, no. 2, pp. 79-96.
3. Grjaznov N.A., Pantaleev S.M., Ivanov A.E., Kochkarev D.A., Kulikov D.S. High performance measurement reference objects in space to the hydraulic centrifugal casting pipes. *Nauchno-tekhnicheskie vedomosti SPbGPU = St. Petersburg State Polytechnical University Journal*, 2013, no. 2 (171), pp. 197-202. (in Russian).
4. Rems F., Fritz S., Boge T. Breadboard Model of a 3D LIDAR Sensor for Real-time Pose Estimation of Spacecraft. *Proc. of the GNC 2014: 9th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems*, Porto, Portugal, 2–6 June 2014. Available at: http://elib.dlr.de/89757/1/GNC_2014_Paper_F_Rems.pdf , accessed 26.07.2015.
5. Conticello S.S., Esposito M., Steffes S., et al. Development and Test Results of Sinplex, a Compact Navigator for Planetary Exploration. *Proc. of the 4S Symposium 2014 – Symposium on Small Satellites for Earth Observation (IAA and DLR) and The Small Satellites Conference (AIAA and USU)*. Available at: http://elib.dlr.de/91227/1/4S-2014_sinplex_paper.pdf , accessed 26.07.2015.
6. Pierrottet D.F., Amzajerdian F., Barnes B. *A long distance Laser Altimeter for terrain relative navigation and spacecraft landing*. NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, 2014. Available at: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20140006392.pdf> , accessed 26.07.2015.
7. Namiki N., Mizuno T., Senshu H., et al. Performance of Hayabusa-2 LIDAR in Acceptance and Verification Tests. *Proc. of the 46th Lunar and Planetary Science Conference*, March 16-20, 2015, The Woodlands, Texas. Available at: <http://www.hou.usra.edu/meetings/lpsc2015/pdf/1798.pdf> , accessed 26.07.2015.
8. Starovoitov E.I., Savchuk D.V., Zubov N.E. Selection of lasers for increasing the range of onboard laser ranging systems of space vehicles. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU*, 2013, no. 8, pp. 215-232. DOI: [10.7463/0813.0609292](https://doi.org/10.7463/0813.0609292) (in Russian).
9. Stavrov A.A., Pozdnyakov M.G. Pulsed laser rangefinders for optical location systems. *Doklady BGUIR*, 2003, vol.1, no. 2, pp. 59-65. (in Russian).

10. Kozintsev V.I., Belov M.L., Orlov V.M., Gorodnichev V.A., Strelkov B.V. *Osnovy impul'snoi lazernoi lokatsii* [The basics of pulsed laser ranging]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2010. 572 p. (in Russian).
11. Nazarov V.N., Balashov I.F. *Energeticheskaya otsenka impul'snykh lazernykh dal'nomerov* [Energy assessment of pulsed laser range finders]. St. Petersburg, SPbSU ITMO Publ., 2002. 38 p. Available at: http://de.ifmo.ru/bk_netra/start.php?bn=27 , accessed 26.07.2015. (in Russian).
12. Starovoitov E.I., Savchuk D.V., Zubov N.E. Analysis of possibilities, optimization of mass and of power consumption for a laser altimeter controlling the descent of a spacecraft from the lunar orbit. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 1 (4), pp. 67-74. (in Russian).
13. Fedoseev V.I. Automatic laser system of control of parameters of cooperative spacecraft convergence. *Opticheskii zhurnal = Journal of Optical Technology*, 1996, no. 7, pp. 66-70. (in Russian).
14. Malashin M.S., Kaminskii R.P., Borisov Iu.B. *Osnovy proektirovaniia lazernykh lokatsionnykh sistem* [Basis for the design of laser location systems.]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1983. 207 p. (in Russian).
15. Fiber Lasers. Spectra-Physics, A Newport Company: website. Available at: <http://www.spectra-physics.com/products/fiber-lasers> , accessed 26.07.2015.
16. The catalogue of research works. The Stepanov Institute of physics of NAS of Belarus. Available at: http://ifanbel.bas-net.by/russian/booklet_russian.pdf , accessed 26.07.2015. (in Russian).
17. Poluprovodnikovye lazery impul'snogo rezhima raboty [Semiconductor lasers of pulse mode operation]. Inject: company website. Available at: http://www.inject-laser.ru/products/semiconductors_lasers/subpage1.ivp , accessed 26.07.2015. (in Russian).
18. Roux Y., Da Cunha P. The GNG measurement system for the automated transfer vehicle. *Proc. of the 18th International Symposium on Space Flight Dynamics (ISSFD)*, Munich, Germany, 11 - 15 October, 2004. Available at: http://www.issfd.org/ISSFD_2004/papers/P1010.pdf , accessed 26.07.2015.
19. Bachevsky S.V. Accuracy of definition of range and orientation of object by the method of proportions in matrix television systems. *Voprosy radioelektroniki. Ser. Tekhnika televideniya = Questions of radio-electronics, The TV equipment series*, 2010, is. 1, pp. 57-66. (in Russian).
20. Vilner V., Volobuyev V., Laryushin A., Ryabokul A. Pulse Laser Rangefinder Measurements Actuality. *Photonika*, 2013, no. 3, pp. 42-60. (in Russian).
21. Efanov V.V., Zakharov A.V., authors-compilers. *Fobos Grunt: proekt kosmicheskoy ekspeditsii. V 2 t. T. 1* [Phobos Grunt: project of space expedition. In 2 vols. Vol.1]. Moscow, Polstar Publ., 2011. 237 p. (in Russian).

22. Starovoitov E.I., Zubov N.E., Ivashov V.V., Nikul'chin A.V. Study of Efficiency and Optimization Parameters of Laser Device for Measuring the Range Rate of a Spacecraft. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU*, 2014, no. 6, pp. 247-269. DOI: [10.7463/0614.0712240](https://doi.org/10.7463/0614.0712240) (in Russian).
23. Starovoitov E.I. Reliability analysis of onboard laser ranging systems for control systems by movement of spacecraft. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU*, 2014, no. 2, pp. 202-219. DOI: [10.7463/0214.0699720](https://doi.org/10.7463/0214.0699720) (in Russian).
24. Borovikov S.M. *Teoreticheskie osnovy konstruirovaniya, tekhnologii i nadezhnosti* [Theoretical foundations of design, technology and reliability]. Minsk, Dizayn PRO Publ., 1998. 336 p. (in Russian).
25. Polyakov V.M., Pokrovskiy V.P., Soms L.N. Laser transmission module with a switchable directional pattern for the rangefinder of the Phobos–Ground spacecraft. *Opticheskiy zhurnal*, 2011, vol. 78, no. 10, pp. 4-9. (English version of journal: *Journal of Optical Technology*, 2011, vol. 78, no. 10, pp. 640-643. DOI: [10.1364/JOT.78.000640](https://doi.org/10.1364/JOT.78.000640)).