

АНАЛИЗ ПОГРЕШНОСТЕЙ И ОПТИМИЗАЦИЯ ПРИЕМНОГО ТРАКТА БОРТОВОЙ ЛАЗЕРНОЙ ЛОКАЦИОННОЙ АППАРАТУРЫ ПРИ ИЗМЕРЕНИИ СРЕДНИХ ДАЛЬНОСТЕЙ ДО КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Е.И. Старовойтов¹

Н.Е. Зубов^{1,2}

Nikolay.Zubov@rsce.ru

nezubov@bmstu.ru

¹ Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация

² МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Проанализированы факторы, влияющие на погрешность при измерении дальности и скорости бортовыми лазерными локационными системами по диффузно отраженному сигналу от корпуса пассивного космического объекта в диапазоне дальностей 0,5...5,0 км. Получены зависимости от дальности суммарной погрешности измерений при использовании в приемном тракте лазерной локационной системы фотодетекторов двух типов. Из результатов следует, что в случае применения лавинного фотодиода погрешность измерений практически не зависит от дальности, а при использовании рпн-фотодиода она резко возрастает с увеличением дальности, поэтому в последнем случае целесообразно провести оптимизацию приемного тракта. Приведены результаты оптимизации приемного тракта бортовой лазерной локационной системы с использованием метода поиска множеств Парето и обобщенной функции эффективности

Ключевые слова

Лазерная локационная система, космический аппарат, сближение, стыковка, фотодетектор, погрешность измерений, оптимизация

Поступила в редакцию 24.12.2015

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016

Для управления сближением и стыковкой космических аппаратов (КА) наряду с радиотехническими системами [1] применяются лазерные локационные системы (ЛЛС) [2, 3].

Бортовые ЛЛС могут использоваться с ответными устройствами активного и пассивного типов (лазерными маяками и уголковыми отражателями), а радиотехнические системы — только с ответными устройствами активного типа (радиоответчиками).

Опыт эксплуатации радиотехнических систем показывает, что при зондировании крупноразмерных космических комплексов типа МКС со сложной геометрической конфигурацией иногда наблюдается затенение радиоответчиков. В результате с некоторых ракурсов сигнал отсутствует либо приходит переотраженный сигнал, который вызывает ошибки измерений [1].

Отличие ЛЛС от радиотехнических систем состоит в том, что они могут выполнять измерения без ответных устройств, когда необходимо сближение с некооперируемым КА (аварийным или неуправляемым). Измерения осуществляются по диффузно отраженному сигналу.

Геометрическая конфигурация корпуса КА также может влиять на погрешность измерений ЛЛС в случае размывания отраженного сигнала элементами конструкции, однако этот случай реже встречается на практике из-за более узкой по сравнению с радиотехническими системами диаграммы направленности зондирующего излучения.

Бортовые ЛЛС одновременно осуществляют измерение дальности и скорости, при этом к точности измерений радиальной скорости предъявляются высокие требования. Радиальную скорость, как правило, вычисляют конечно-разностным (дифференциальным) методом по двум измерениям дальности.

Анализ причин погрешности измерений скорости сближения бортовой ЛЛС на ближнем участке сближения (менее 20 м) и при определении разворота пассивного КА по тангажу, курсу и крену на дальностях менее 500 м приведен в работе [4]. Для дальностей более 500 м погрешности измерений скорости сближения КА бортовыми ЛЛС не оценивались.

Измерения дальности до пассивного КА по диффузно отраженному сигналу обычно имеют погрешность от единиц до десятков метров. Уменьшение погрешности измерения дальности в ЛЛС достигается в первую очередь улучшением точности временной привязки зондирующих импульсов и уменьшением их длительности. При использовании однопорогового устройства временной привязки погрешность измерения может достигать половины длительности зондирующего импульса [5], что предъявляет требования к типу используемого лазерного источника и режиму его излучения.

Снижение погрешности измерений позволяет улучшить точность поддержания скорости сближения КА, что уменьшает затраты топлива и повышает безопасность маневра, поэтому поиск оптимальных параметров приемного тракта для улучшения результатов измерений и других характеристик ЛЛС является актуальной задачей.

Научная новизна настоящей работы состоит в том, что впервые выполнен анализ функционирования приемного тракта бортовой ЛЛС при зондировании диффузно отражающего пассивного КА в диапазоне дальностей 0,5...5,0 км и получены зависимости от дальности суммарной погрешности измерений дальности для фотодетекторов двух типов. Впервые решена задача оптимизации приемного тракта бортовой ЛЛС с использованием метода поиска множеств Парето и обобщенной функции эффективности.

Таким образом, цель работы состоит в анализе факторов, оказывающих влияние на погрешность измерений при зондировании диффузно отражающего пассивного КА на средних дальностях, и последующем решении задачи оптимизации приемного тракта бортовой ЛЛС.

Зависимость погрешности измерений дальности от параметров приемного тракта ЛЛС. Времяпролетный метод дальнометрии основан на измерении времени прохождения импульса зондирующего излучения до пассивного КА и обратно

$$D = \frac{ct_3}{2}, \quad (1)$$

где $c = 3 \cdot 10^8$ м/с — скорость света в вакууме; t_3 — время задержки импульса сигнала.

Погрешность измерений дальности ЛЛС в космическом пространстве определяется суммой нескольких слагаемых:

$$\sigma_D = \sqrt{\sigma_t^2 + \sigma_d^2 + \sigma_b^2 + \sigma_n^2}, \quad (2)$$

где σ_t — погрешность, обусловленная ошибкой определения момента прихода отраженного сигнала; σ_d — погрешность, обусловленная дискретностью измерителя временных интервалов (ИВИ); σ_b — погрешность, обусловленная вариациями периода дискретизации, вызванными несинфазностью стартового и стоп-импульсов тактовой частоты; σ_n — погрешность, обусловленная нестабильностью генератора тактовой частоты в ИВИ.

В случае приема фотодетектором отраженного импульса на фоне случайных шумов происходит случайное изменение амплитуды и смещение во времени полезного сигнала. Потенциальная погрешность момента прихода отраженного сигнала определяется отношением сигнал/шум и шириной полосы пропускания [6]

$$\sigma_t = \sqrt{\frac{t_{и}}{\Delta f q}}, \quad (3)$$

где $t_{и}$ — длительность импульса; Δf — ширина полосы пропускания; q — отношение сигнал/шум.

Если полоса пропускания согласована с шириной спектра сигнала, тогда

$$\Delta f = \frac{2}{t_{и}}. \quad (4)$$

Потенциальную погрешность измерения дальности можно записать как [6]

$$\sigma_D = \frac{c}{2} \frac{1}{\Delta f \sqrt{q}}. \quad (5)$$

Отношение сигнал/шум

$$q = \frac{i_c}{i_{ш}} \quad (6)$$

представляет собой отношение тока сигнала i_c к шумовому току $i_{ш}$ фотодетектора.

Чувствительность и уровень собственных шумов фотоприемного устройства (ФПУ) зависят от параметров фотодетектора и последующего каскада усиления. Полный шумовой ток включает в себя шумовой ток фотодетектора и шумовой ток усилительного каскада [7]

$$i_{ш} = \sqrt{i_{ш.фд}^2 + i_{ш.у}^2}. \tag{7}$$

Для приема сигналов в ЛЛС, излучающих в импульсном режиме, используются ФПУ на основе лавинных фотодиодов (ЛФД), *pin*-фотодиодов (*pin*-ФД) и фотоэлектронных умножителей (ФЭУ) [5].

В настоящее время ФЭУ в бортовых ЛЛС практически не применяются, так как им требуется высокое напряжение питания и эти фотодетекторы быстро выходят из строя при сильной засветке.

Наибольшую чувствительность и быстродействие в спектральном диапазоне 0,6...1,2 мкм имеет ЛФД с внутренним усилением. Этот фотодетектор представляет собой твердотельный аналог ФЭУ.

По оценке разработчиков, использование *pin*-ФД, не обладающих внутренним усилением, вместо ЛФД, приводит к снижению чувствительности ФПУ примерно на два порядка (в 100 раз). Но при этом стоимость *pin*-ФД также на два порядка меньше, а динамический диапазон шире в 2 раза.

Шумовой ток фотодетектора, определяется выражением [8]

$$i_{ш.фд} = \sqrt{\Delta f \left(\frac{4kT}{R} + 2eM^2F (i_T + S_i P_{ф.з}) \right)}, \tag{8}$$

где $k = 1,38 \cdot 10^{-23}$ Дж/К — постоянная Больцмана; T — абсолютная температура; R — сопротивление нагрузки; $e = (-)1,6 \cdot 10^{-19}$ Кл — заряд электрона; M — коэффициент внутреннего усиления фотодетектора по току (для ЛФД); $F = M^x$ — коэффициент шума лавинного умножения (x — показатель шума избыточного лавинного умножения); i_T — темновой ток фотодетектора; S_i — токовая чувствительность фотодетектора; $P_{ф.з}$ — мощность фоновой засветки.

Таким образом, выражение (6) принимает вид

$$q = \frac{S_i M^2 P_c}{\sqrt{\Delta f \left(\left(\frac{4kT}{R} + 2eM^2F (i_T + S_i (P_{ф.з} + P_c)) \right) + \omega_{ш.у}^2 \right)}}, \tag{9}$$

где P_c — мощность отраженного сигнала; $\omega_{ш.у}$ — шум усилителя.

Тогда погрешность измерений дальности

$$\sigma_D = \frac{c}{3,36} \cdot \frac{\sqrt[4]{i_T^3 \left(\left(\frac{4kT}{R} + 2eM^2F (i_T + S_i (P_{ф.з} + P_c)) \right) + \omega_{ш.у}^2 \right)}}{\sqrt{S_i M^2 P_c}}. \tag{10}$$

Соппротивление нагрузки рассчитывается с помощью соотношения

$$R = \frac{1}{2C\Delta f}, \quad (11)$$

где C — емкость перехода фотодетектора.

Разрешение ИВИ должно быть выше, чем ЛЛС в целом [9]. Погрешность, обусловленная дискретностью ИВИ, составляет

$$\sigma_d = \frac{c}{2F}, \quad (12)$$

где F — частота тактового генератора.

Погрешность, обусловленная нестабильностью генератора тактовой частоты в ИВИ, определяют по выражению [5]

$$\sigma_n = D \left(\frac{\Delta F}{F} \right), \quad (13)$$

где ΔF — погрешность, возникающая вследствие неточности настройки генератора и нестабильности поддержания им тактовой частоты.

Оценка погрешностей измерений дальности для двух типов фотодетекторов. Выполним оценку погрешности измерений дальности для двух типов фотодетекторов: ЛФД ($i_T = 2,2$ нА; $S_i = 7,2$ А/Вт; $C = 0,23$ пФ; $M = 10$; $M^* = 5,5$) и *pin*-ФД ($i_T = 120$ нА; $S_i = 0,85$ А/Вт; $C = 270$ пФ). Абсолютная температура $T = 293$ К, шум усилителя $\omega_{ш,у} = 2$ пА/Гц^{1/2}.

Тактовая частота генератора в ИВИ принимается равной 150 МГц, что соответствует $\sigma_d = 1$ м, а вариации периода дискретизации $\sigma_b = 0,5$ и $\sigma_d = 0,5$ м. Нестабильность генератора тактовой частоты в ИВИ составляет $\sim 10^{-6}$. Оценка по выражению (13) показывает, что ее влиянием на дальности измерений ЛЛС можно пренебречь, так как $\sigma_n = 0,01$ при $D = 10$ км.

Теперь определим, как изменяется погрешность измерения дальности в диапазоне дальностей 500...5000 м.

Пассивный КА на больших дальностях имеет малый видимый угловой размер и является точечным объектом. Мощность отраженного от него сигнала в приближении геометрической оптики можно определить по соотношению [5, 8, 9]

$$P_c = \frac{P_n S_{o,6} d_{пр}^2 \rho_{o,6} \tau_{пер} \tau_{пр}}{\pi \theta^2 D^4}, \quad (14)$$

где P_n — мощность лазерного источника; $S_{o,6}$ — отражающая площадь пассивного КА (объекта); $d_{пр}$ — диаметр приемного объектива; $\rho_{o,6}$ — коэффициент отражения поверхности объекта; $\tau_{пер}$ — коэффициент пропускания передающего оптического тракта; $\tau_{пр}$ — коэффициент пропускания приемного оптического тракта; θ — плоский угол расходимости зондирующего пучка.

Исходные данные для расчета: $E_n = 10$ мДж; $\theta = 6$ мрад; $d_{пр} = 6,9$ см; $\tau_{пер} = \tau_{пр} = 0,8$; $S_{o,6} = 3,14$ м²; $\rho_{o,6} = 0,5$; $t_n = 7$ нс. Мощность фоновой засветки представим в виде

$$P_{ф.з} = \frac{1}{\pi} \rho_{п} \Phi_{\lambda} \Omega_{пр} S_{пр} \tau_{пр} \Delta\lambda, \tag{15}$$

где $\rho_{п}$ — коэффициент отражения подстилающей поверхности планеты (альбе- до); Φ_{λ} — поток солнечного излучения в единичном интервале длин волн, про- ходящий через единицу поверхности на границе земной атмосферы; $\Omega_{пр}$ — те- лесный угол поля зрения приемной оптической системы; $S_{пр}$ — площадь входно- го зрачка приемной оптической системы; $\Delta\lambda$ — оптическая полоса пропускания интерференционного фильтра.

Для рабочей длины волны 1,5 мкм $\Phi_{\lambda} = 0,27$ Вт/(м²·нм) [10]. Тогда при $\rho_{п} = 0,7$ (для облачного и снежного покрова), $\Omega_{пр} = 3,42 \cdot 10^{-5}$ ср (поле зрения при- емного канала 6,6 мрад), $S_{пр} = 3,74 \cdot 10^{-3}$ м² ($d_{пр} = 6,9$ см) и $\Delta\lambda = 20$ нм, $P_{ф.з} = 123,12$ нВт.

На рис. 1 приведена зависимость от дальности погрешности, обусловленной ошибкой определения момента прихода отраженного сигнала, а на рис. 2 — зависимость от дальности суммарной погрешности измерений дальностей для фо- тодетекторов двух типов (ЛФД и *pin*-ФД с ранее описанными характеристиками).

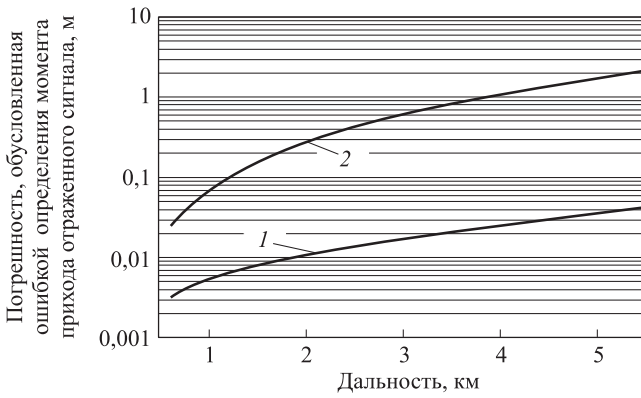


Рис. 1. Зависимость от дальности погрешности измерений, обусловленной ошибкой определения момента прихода отраженного сигнала:

1 — ЛФД; 2 — *pin*-ФД

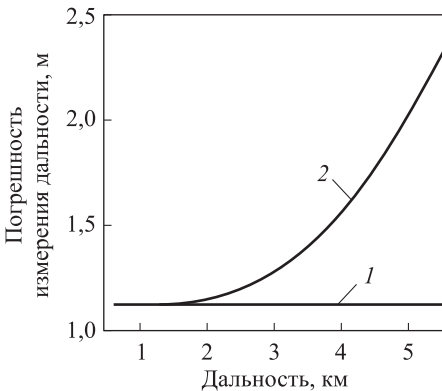


Рис. 2. Зависимость от дальности суммарной погрешности измере- ний ЛЛС:

1 — ЛФД; 2 — *pin*-ФД

Из анализа кривых следует, что при использовании ФПУ на основе ЛФД погрешность измерения ЛЛС практически не зависит от дальности, а при использовании ФПУ на основе *pin*-ФД она резко возрастает с увеличением дальности.

Для ФПУ на основе ЛФД погрешность измерений зависит в основном от дискретизации ИВИ и она незначительно увеличивается с дальностью до объекта, оптимизация приемного тракта для снижения погрешности не требуется.

При использовании ФПУ на основе *pin*-ФД с увеличением дальности измерений в разы возрастает погрешность определения момента прихода отраженного сигнала, поэтому в данном случае следует рассмотреть возможность оптимизации приемного тракта.

Оптимизация приемного тракта для получения наилучших характеристик ЛЛС. В бортовых ЛЛС радиальную скорость вычисляют конечно-разностным (дифференциальным) методом по двум измерениям дальности. Для повышения точности измерения скорости можно использовать многократное зондирование пассивного КА импульсами с высокой частотой, когда погрешность измерений компенсируется за счет осреднения результатов многократного зондирования [11, 12].

Погрешность измерения скорости при многократном зондировании будет равна

$$\sigma_v = \sqrt{\frac{2}{N}} \frac{\sigma_D}{\Delta t^2}, \quad (16)$$

где N — количество зондирующих импульсов в пачке; Δt — временной интервал осреднения результатов измерений.

При $\Delta t = 1$ с частоту повторения зондирующих импульсов можно определить как

$$f_3 = 2 \frac{\sigma_D^2}{\sigma_v^2}. \quad (17)$$

Потребляемая лазерным источником мощность зависит от частоты повторения зондирующих импульсов

$$P_{л.п} = \frac{E_{л.п} f_3}{\eta_{л}}, \quad (18)$$

где $\eta_{л}$ — КПД лазерного источника.

Суммарная потребляемая ЛЛС от бортовой сети мощность составляет

$$P_{ЛЛС} = \frac{P_{л.п} + P_{э} + P_{с.п}}{\eta_{и}}, \quad (19)$$

где $P_{э}$ — мощность, потребляемая электронными компонентами; $P_{с.п}$ — мощность, потребляемая служебными подсистемами; $\eta_{и}$ — КПД источника питания.

Согласно (10) погрешность измерения дальности σ_d зависит от мощности принятого сигнала, которая по (14) в свою очередь зависит от диаметра приемного объектива $d_{пр}$. Увеличение $d_{пр}$ позволяет улучшить отношение сигнал/шум без повышения энергии зондирующего импульса, но увеличивает массу ЛЛС.

В бортовых ЛЛС как правило используются линзовые объективы. Масса линзового объектива пропорциональна третьей степени его диаметра и ее можно оценить по выражению [13]

$$m_{пр} = kd_{пр}^3, \tag{20}$$

где k — коэффициент плотности заполнения конструкции объектива.

Таким образом, имеется взаимосвязь погрешности измерений дальности с массой ЛЛС. При разработке конструкции необходимо найти оптимальное сочетание, которое будет удовлетворять требованиям по назначению.

На практике решение оптимизационной задачи может представлять собой неоднозначный ответ, а некую совокупность рациональных решений.

Множество Парето — это множество решений, где удовлетворение одного из критериев приводит к ухудшению требований других критериев. Во множество Парето включают только те решения x^* , для которых выполняется неравенство

$$\Phi(x^{**}) \geq \Phi(x^*). \tag{21}$$

Если условие (21) выполняется, то x^* называется эффективным или парето-оптимальным решением задачи многокритериальной оптимизации [14]

$$P(X) = \{x'' \in X \mid \text{не существует такого } x' \in X, \text{ что } \Phi_i(x') \geq \Phi_i(x'')\}. \tag{22}$$

Роль множества Парето при решении задач многокритериальной оптимизации определяется следующей теоремой.

Если для некоторых весовых коэффициентов $\mu_i, i \in [1, k]$, и вектора $x^ \in D_x$ имеет место равенство*

$$\sum_{i=1}^k \mu_i \Phi_i(x^*) = \min_{x \in D_x} \sum_{i=1}^k \mu_i \Phi_i(x), \tag{23}$$

то вектор x^ оптимален по Парето.*

В работе [13] описана оптимизация потребляемой мощности и массы для лазерного высотомера с использованием метода поиска множеств Парето. Далее приведены результаты аналогичной оптимизации погрешности однократного измерения дальности и массы ЛЛС.

Исходные данные для расчета: $D = 3$ км; $E_l = 10$ мДж; $\theta = 6$ мрад; $\tau_{пер} = \tau_{пр} = 0,8$; $S_{0,6} = 3,14$ м²; $\rho_n = 0,5$; $t_n = 7$ нс; $\sigma_d = 1$ м; $\sigma_b = 0,5$ м. Используем ФПУ на основе pin-ФД ($i_t = 120$ нА; $S_i = 0,85$ А/Вт; $C = 270$ пФ; $T = 293$ К; $\omega_{ш.у} = 2$ пА/Гц^{1/2}). Коэффициент плотности заполнения конструкции приемного объектива равен $k = 3000$.

Суммарную массу ЛЛС вычисляют с учетом массы отдельных составных частей: лазерный модуль имеет массу 0,5 кг, объектив передающей оптической системы — 0,2 кг, электроника — 0,75 кг и корпус — 1 кг. Примем максимально допустимую массу ЛЛС равной 3,9 кг [11].

На рис. 3 приведено множество Парето в виде кривой для погрешности однократного измерения дальности и суммарной массы ЛЛС (в зависимости от диаметра приемного объектива). Видно, что предельной массе ЛЛС 3,9 кг соответствует погрешность однократного измерения дальности 1,25 м. В этом случае, как следует из выражения (16), для получения погрешности измерения скорости 0,5 м/с необходима частота повторения зондирующих импульсов 13 Гц.

Массогабаритные характеристики крайне критичны для бортовой аппаратуры. Большую погрешность однократного измерения можно снизить за счет увеличения количества зондирующих импульсов в пачке, но тогда возрастает мощность, потребляемая ЛЛС от бортовой сети.

Чтобы получить однозначное решение оптимизационной задачи можно применить обобщенную функцию, которая была использована в работе [11] для оценки эффективности бортовой ЛЛС.

Для оптимизации массогабаритных характеристик и мощности, потребляемой ЛЛС от бортовой сети, можно применить следующую обобщенную функцию

$$\Phi_i = \left(\frac{m_0}{m} \right) \left(\frac{P_0}{P} \right). \quad (24)$$

Индексом «0» отмечены желаемые значения перечисленных параметров. В данном случае желаемые значения параметров ограничены сверху, поэтому они находятся в числителе. Оптимизация заключается в максимизации обобщенной функции.

К ранее указанным исходным данным добавим значение максимальной потребляемой ЛЛС мощности 25 Вт [11], требуемую погрешность измерения скорости 0,5 м/с, $\eta_{л} = 0,1$ и $\eta_{и} = 0,7$ (мощность, потребляемая электронными компонентами и служебными подсистемами, равна 4 Вт).

На рис. 4 приведена зависимость обобщенной функции Φ_i от диаметра приемного объектива ЛЛС. Видно, что обобщенная функция имеет максимум при $d_{пр} = 4,5$ см. Этому значению диаметра приемного объектива соответствует погрешность однократного измерения дальности $\sigma_d = 1,45$ м при массе ЛЛС,

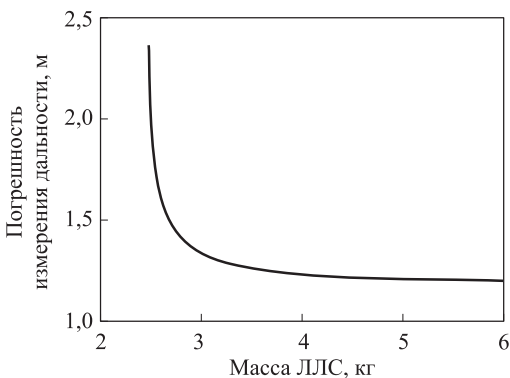


Рис. 3. Множество Парето для погрешности однократного измерения дальности и суммарной массы ЛЛС

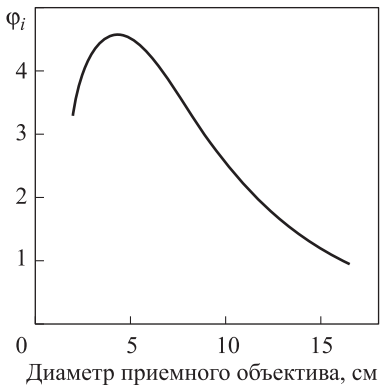


Рис. 4. Зависимость обобщенной функции φ_i от диаметра приемного объектива ЛЛС

равной 2,72 кг, и потребляемой от бортовой сети мощности 8,13 Вт, которые не превышают ранее установленных ограничений.

Заключение. Выполнен анализ факторов, влияющих на погрешности при измерении дальности и скорости бортовой ЛЛС по диффузно отраженному сигналу от корпуса пассивного космического объекта в диапазоне дальностей 0,5...5,0 км.

Рассмотрены два варианта построения приемного тракта ЛЛС — с ФПУ на основе ЛФД и с ФПУ на основе *pin*-ФД.

Получены зависимости от дальности суммарной погрешности измерений для фотодетекторов двух типов. Из результатов следует, что при использовании ФПУ на основе ЛФД погрешность измерений ЛЛС определяется в основном дискретизацией ИВИ и слабо зависит от дальности, а при использовании ФПУ на основе *pin*-ФД погрешность измерений резко возрастает с увеличением дальности. Поэтому при использовании ФПУ на основе *pin*-ФД целесообразно провести оптимизацию приемного тракта.

Приведены результаты оптимизации приемного тракта бортовой ЛЛС с ФПУ на основе *pin*-ФД с использованием метода поиска множеств Парето и обобщенной функции эффективности.

Получено множество Парето в виде кривой для погрешности однократного измерения дальности и суммарной массы ЛЛС. Максимально допустимой массе ЛЛС, равной 3,9 кг, соответствует погрешность однократного измерения дальности 1,25 м.

Для оптимизации массогабаритных характеристик ЛЛС и потребляемой ею от бортовой сети мощности использована обобщенная функция. Приведена зависимость обобщенной функции от диаметра приемного объектива с выраженным максимумом, которому соответствуют масса ЛЛС 2,72 кг и потребляемая от бортовой сети мощность 8,13 Вт, которые не превышают ограничений для бортовой аппаратуры.

В дальнейших работах будет проведен детальный анализ влияния характеристик объекта на погрешность измерений ЛЛС дальности и скорости, а также использования других типов фотодетекторов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Медведев С.Б., Сазонов В.В., Сайгираев Х.У. Моделирование зон неустойчивой работы радиотехнической измерительной системы с активным ответом во время сближения и стыковки космических кораблей с Международной космической станцией // Математическое моделирование. 2012. Т. 24. № 2. С. 151–160.

2. Ruel S., Luu T., Berube A. On-orbit testing of target-less TriDAR 3D rendezvous and docking sensor: The International Symposium on Artificial Intelligent, Robotics and Automation in Space (i-SAIRAS 2010). August 29 – September 1, 2010, Sapporo, Japan.

URL: <http://robotics.estec.esa.int/i-SAIRAS/isairas2010/PAPERS/004-2775-p.pdf> (дата обращения 26.07.15)

3. 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). Vol. 16. No. 2. 2011. P. 79–96.

4. Старовойтов Е.И., Зубов Н.Е. Прикладные вопросы разработки бортовой лазерной локационной аппаратуры // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2015. № 9. DOI: 10.7463/0915.0811999 URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/811999.html>

5. Ставров А.А., Поздняков М.Г. Импульсные лазерные дальнометры для оптико-локационных систем // Доклады БГУИР. 2003. Т. 1. № 2. С. 59–65.

6. Финкельштейн М.И. Основы радиолокации. М.: Радио и связь, 1983. 536 с.

7. Мельников К.В. Оптимизация фотоприемного устройства лазерной телеметрической системы // Доклады БГУИР. 2012. № 7 (69). С. 34–39.

8. Малашин М.С., Каминский Р.П., Борисов Ю.Б. Основы проектирования лазерных локационных систем. М.: Высш. шк., 1983. 207 с.

9. Лазерная дальнометрия / Л.А. Аспис, В.П. Васильев, В.Б. Волконский и др.; под ред. В.П. Васильева и Х.В. Хинрикус. М.: Радио и связь, 1995. 256 с.

10. Основы импульсной лазерной локации / В.И. Козинцев, М.Л. Белов, В.М. Орлов, В.А. Городничев, Б.В. Стрелков; под ред. В.Н. Рождествина. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 571 с.

11. Старовойтов Е.И., Зубов Н.Е., Ивашиов 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. DOI: 10.7463/0614.0712240 URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/712240.html>

12. Старовойтов Е.И. Бортовые лазерные локационные системы космических аппаратов. Королёв: РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, 2015. 160 с.

13. Старовойтов Е.И., Савчук Д.В., Зубов Н.Е. Анализ возможностей, оптимизация массы и энергопотребления лазерного высотомера для управления спуском с окололунной орбиты // Космическая техника и технологии. 2014. № 1 (4). С. 67–74.

14. Ногин В.Д. Принятие решений в многокритериальной среде: количественный подход. М.: Физматлит, 2004. 176 с.

Старовойтов Евгений Игоревич — канд. техн. наук, старший научный сотрудник РКК «Энергия» им. С.П. Королёва» (Российская Федерация, Московская обл., 141070, г. Королёв, ул. Ленина, д. 4а).

Зубов Николай Евгеньевич — д-р техн. наук, заместитель руководителя по науке научно-технического центра РКК «Энергия» им. С.П. Королёва» (Российская Федерация, Московская обл., 141070, г. Королёв, ул. Ленина, д. 4а), профессор кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Старовойтов Е.И., Зубов Н.Е. Анализ погрешностей и оптимизации приемного тракта бортовой лазерной локационной аппаратуры при измерении средних дальностей до космических объектов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2016. № 4. С. 115–128. DOI: 10.18698/0236-3933-2016-4-115-128

ACCURACY ANALYSIS AND OPTIMIZATION OF A RECEIVING CHANNEL OF ONBOARD LASER RANGING SYSTEM WHILE MEASURING MEDIUM DISTANCES TO SPACE OBJECTS

E.I. Starovoitov¹

N.E. Zubov^{1,2}

Nikolay.Zubov@rsce.ru

nezubov@bmstu.ru

¹**S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, Korolev, Moscow Region, Russian Federation**

²**Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation**

Abstract

In this work we analyzed the factors that influence the accuracy of distance measurement and range rate of onboard laser ranging system using diffusely reflected signal from the body of a passive space object in the 0.5 to 5.0 km range of distances. We obtained the relation of the total measurement accuracy to distance, using the receiving channel of laser ranging system with the two types of photodetectors. Our results show that when applying an avalanche photodiode, the measurement accuracy is practically independent of the distance. By contrast, with application of pin-photodiode the accuracy drops sharply with the increase in distance, therefore it is advisable to conduct optimization of a receiving channel. We present the results of optimization for a receiving channel of onboard laser radar system using the method of finding the Pareto set and the generalized function of efficiency

Keywords

Laser ranging system, space vehicle, rendezvous and docking, photodetector, accuracy, optimization

REFERENCES

- [1] Medvedev S.B., Sazonov V.V., Saygiraev Kh.U. Modeling of zones of unstable work of radiosystem with active response during reapproaching and joining spaceships with International spacestation. *Matem. Mod.*, 2012, vol. 24, no. 2, pp. 151–160 (in Russ.).
- [2] Ruel S., Luu T., Berube A. On-orbit testing of target-less TriDAR 3D rendezvous and docking sensor. 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 26.07.15)

- [3] 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)*, vol. 16, no. 2, 2011, pp. 79–96.
- [4] Starovoitov E.I., Zubov N.E. Applied questions of onboard laser radar equipment development. *Nauka i obrazovanie. MGTU im. N.E. Baumana* [Science & Education of the Bauman MSTU. Electronic Journal], 2015, no. 9. DOI: 10.7463/0915.0811999 Available at: <http://technomag.bmstu.ru/doc/811999.html>
- [5] Stavrov A.A., Pozdnyakov M.G. Pulse laser rangefinders for optic location systems. *Dokl. Belorus. Gos. Univ. Inf. Radioelectron.*, 2003, vol. 1, no. 2, pp. 59–65 (in Russ.).
- [6] Finkel'shteyn M.I. *Osnovy radiolokatsii* [Bases of Radiolocation]. Moscow, Radio i svyaz' Publ., 1983, 536 p.
- [7] Mel'nikov K.V. Optimization of a laser telemetric system photoreceiving module. *Dokl. Belorus. Gos. Univ. Inf. Radioelectron.*, 2012, no. 7 (69), pp. 34–39 (in Russ.).
- [8] Malashin M.S., Kaminskiy R.P., Borisov Yu.B. *Osnovy proektirovaniya lazernykh lokatsionnykh sistem* [Bases of designing of laser location systems]. Moscow, Vyssh. shk. Publ., 1983. 207 p.
- [9] Aspiz L.A., Vasil'ev V.P., Volkonskiy V.B. et al. *Lazernaya dalnometriya* [Laser ranging]. Moscow, Radio i svyaz' Publ., 1995. 256 p.
- [10] Kozintsev V.I., Belov M.L., Orlov V.M., Gorodnichev V.A., Strelkov B.V. *Osnovy impul'snoy lazernoy lokatsii* [The basics of pulsed laser ranging]. Moscow, MGTU im. N.E. Baumana Publ., 2010. 571 p.
- [11] 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 spacecraft. *Nauka i obrazovanie. MGTU im. N.E. Baumana* [Science & Education of the Bauman MSTU. Electronic Journal], 2014, no. 6. DOI: 10.7463/0614.0712240 Available at: <http://technomag.bmstu.ru/doc/712240.html>
- [12] Starovoitov E.I. *Bortovye lazernye lokatsionnye sistemy kosmicheskikh apparatov* [Onboard laser ranging system of spacecrafts]. Korolev, S.P. Korolev RSC "Energia" Publ., 2015. 160 p.
- [13] Zubov N.E., Savchuk D.V., Starovoitov E.I. Analysis the possibilities, optimization of mass and of power consumption for a laser altimeter controlling the descent of a spacecraft from the lunar orbit. *Kosm. tekhn. i tekhnologii* [Space Engineering and Technology], 2014, no. 1 (4), pp. 67–74 (in Russ.).
- [14] Nogin V.D. *Prinyatie resheniy v mnogokriterial'noy srede: kolichestvennyy podkhod* [Decision-making in multicriteria environment: a quantitative approach]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2004. 176 p.

Starovoitov E.I. — Cand. Sci. (Eng.), Senior Research Scientist, S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (ul. Lenina 4a, Korolev, Moscow Region, 141070 Russian Federation).

Zubov N.E. — Dr. Sci. (Eng.), Deputy Director for Science, Research and Development Center, S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (ul. Lenina 4a, Korolev, Moscow Region, 141070 Russian Federation); Professor of Automatic Control Systems Department,

Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Starovoitov E.I., Zubov N.E. Accuracy Analysis and Optimization of a Receiving Channel of Onboard Laser Ranging System while Measuring Medium Distances to Space Objects. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Priborostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Instrum. Eng.], 2016, no. 4, pp. 115–128.

DOI: 10.18698/0236-3933-2016-4-115-128