

---

---

# ОПТИЧЕСКИЕ И ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫЕ ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ

---

---

УДК 681.783.25  
DOI: 10.17586/0021-3454-2016-59-1-73-78

## ВЫБОР ШИРИНЫ ПОЛОСЫ ПРОПУСКАНИЯ ПРИЕМНО-УСИЛИТЕЛЬНОГО ТРАКТА ПРИ ОПТИЧЕСКОЙ ЛОКАЦИИ ГАБАРИТНЫХ ОБЪЕКТОВ СЛОЖНОЙ КОНФИГУРАЦИИ

Е. Г. ЛЕБЕДЬКО, К. В. ТРИФОНОВ

*Университет ИТМО, 197101, Санкт-Петербург, Россия  
E-mail: Kirilltrif90@gmail.com*

На основе отражательных свойств самолета при его нестационарном облучении проводится анализ характеристик обнаружения отраженных сигналов для двух законов распределения ракурсов облучения в условиях квазиоптимальной и близкой к оптимальной фильтрации. Приведены рекомендации по рациональному выбору ширины полосы пропускания приемно-усилительного тракта импульсного оптического лоатора.

**Ключевые слова:** *характеристики обнаружения, ширина полосы пропускания приемно-усилительного тракта, импульсный оптический лоатор, фильтрация сигналов, отражательные свойства самолета.*

При разработке систем импульсной оптической локации существенным с позиции обнаружения сигналов является рациональный выбор ширины полосы пропускания приемно-усилительного тракта лоатора при работе в условиях нестационарного облучения объекта. Под нестационарным понимается такое облучение, при котором дистанция распространения излучения за время зондирующего импульса сопоставима с радиальной протяженностью облучаемой поверхности [1]. В этих условиях отраженный сигнал претерпевает изменения по длительности и форме по отношению к зондирующему сигналу. При изменении ракурса облучения, что особенно характерно для воздушных целей, длительность отраженных сигналов и их форма становятся случайными, и осуществлять оптимальную обработку смеси сигнала с шумом практически не представляется возможным. Однако необходим рациональный подход к выбору ширины полосы пропускания квазиоптимального фильтра в этих условиях.

Анализ выбора ширины полосы пропускания проведем по величине отношения сигнал/шум, исходя из структуры отраженного сигнала при равновероятном и нормальном законах распределения ракурса облучения.

Структуре отраженных сигналов посвящен ряд работ [1—4]. В основе характеристик отраженных сигналов лежат отражательные характеристики поверхностей объектов. В условиях нестационарного облучения отражательные характеристики целесообразно представлять в виде системных отражательных импульсных характеристик, в которых наряду с энергетическими и временными свойствами учитываются диаграммы полей излучения и приема [1, 4]:

$$g_3^*(t) = \iint_s \psi_1(\beta_x - \Delta_x, \beta_y - \Delta_y) \psi_2(\beta_x - \Delta_x, \beta_y - \Delta_y) r(\gamma) \cos^2 \gamma \cdot \delta\left(t - \frac{2z}{c}\right) ds, \quad (1)$$

где  $\psi_1(\beta_x - \Delta_x, \beta_y - \Delta_y)$  и  $\psi_2(\beta_x - \Delta_x, \beta_y - \Delta_y)$  — диаграммы направленности полей излучения и приема соответственно;  $\beta_x, \beta_y$  — углы, отсчитываемые от двух совпадающих осей полей излучения и приема по двум взаимно перпендикулярным направлениям;  $\Delta_x = \frac{x - x_0}{L_0}$ ,  $\Delta_y = \frac{y - y_0}{L_0}$ ;  $r(\gamma)$  — коэффициент яркости элемента облучаемой поверхности  $ds$ ;  $\gamma$  — угол между нормалью к элементу поверхности и направлением излучения;  $\delta(t)$  — дельта-функция;  $c$  — скорость света;  $L_0$  — расстояние до объекта.

Отраженный сигнал определяется зависимостью

$$s_2(t) = \int_{t_1}^{t_2} s_1(\tau) g_3^*(t - \tau) d\tau, \quad (2)$$

где  $s_1(\tau)$  — зондирующий лучистый импульс,  $\tau$  — длительность зондирующего импульса.

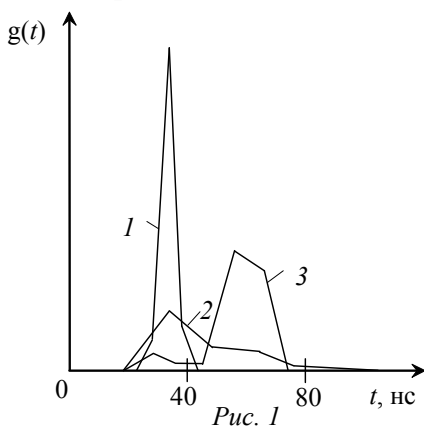
При этом будем рассматривать отраженные сигналы при зондирующих импульсах с заданной энергией и различной длительностью, т.е. импульсах

$$s_{1i}(t) = \lambda_i s_{1i}(\lambda_i t), \quad (3)$$

где  $\lambda_i$  — коэффициент изменения длительности зондирующего импульса, при выполнении условия

$$\int_{-\infty}^{\infty} s_1(t) dt = \int_{-\infty}^{\infty} s_{1i}(t) dt.$$

Типичным габаритным объектом сложной конфигурации, ракурсы облучения которого случайны, является самолет. Однако аналитическое определение системных отражательных импульсных характеристик при множестве ракурсов чрезвычайно сложно. Вследствие этого целесообразно использовать имитационные модели отражательных характеристик.



В ходе исследования системные отражательные импульсные характеристики ( $g(t)$ ) были получены методом физического моделирования с использованием модели самолета-истребителя (с покрытием, близким к реальному) для следующих ракурсов облучения: спереди (ракурс 0-0-0), сзади (180-0-0), сбоку (90-0-0), под углом сзади (180-45-0), под углом спереди (0-45-0).

В качестве иллюстрации на рис. 1 приведены наиболее характерные системные отражательные импульсные характеристики для трех ракурсов: 0-90-0 (кривая 1), 180-0-0 (кривая 2) и 90-0-0 (кривая 3).

Как видно из рисунка, характеристики  $g(t)$  имеют различную длительность и достаточно сложную форму. Такие характеристики легко аппроксимируются рядами по полиномам Эрмита ( $H_n$ ) с весом

$$g_3^*(t) = \sum_{n=0}^{\infty} \frac{\exp(-t^2/2)}{\sqrt{2^n n!} \sqrt{\pi}} H_n(t). \quad (4)$$

В качестве зондирующих сигналов использовались прямоугольные импульсы с заданной энергией и длительностью  $5 \cdot 10^{-9}$ ,  $10^{-8}$  и  $2 \cdot 10^{-8}$  с.

Графики отраженных сигналов, полученных в результате расчетов по формуле (2) с учетом выражений (3) и (4), для некоторых ракурсов облучения приведены на рис. 2: *a* — 90-0-0, *б* — 0-90-0, *в* — 180-0-0, *г* — 180-315-0 при  $\tau$ , равном 5, 10 и 20 нс (кривые 1, 2, 3 соответственно).

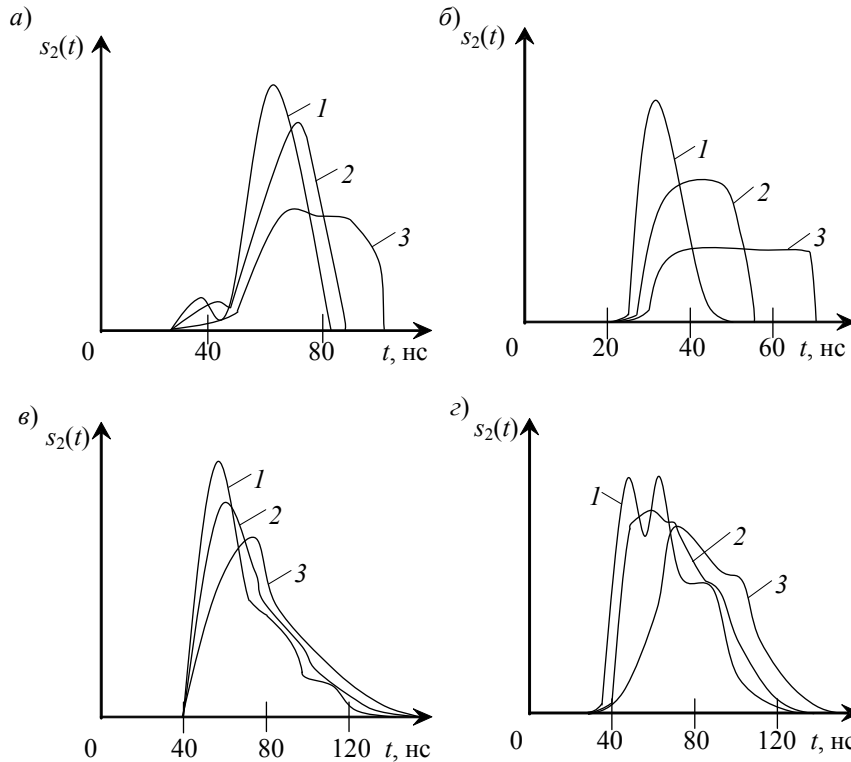


Рис. 2

Так как форма оптического сигнала с заданной энергией при его приеме на фоне белых гауссовых шумов практически не влияет на условия обнаружения [4], то для удобства вычисления отношения сигнал/шум каждый полученный сигнал можно аппроксимировать гауссовой функцией, длительность которой на уровне 0,1 от максимального значения равна длительности аппроксимируемого сигнала на том же уровне. При этом соблюдается равенство энергий исходного и аппроксимируемого сигналов.

В этом случае отношение сигнал/шум на выходе приемно-усилительного тракта с различными полосами пропускания и приеме разных сигналов можно представить как

$$\mu_i = \frac{\operatorname{Re} \left[ \frac{1}{\pi} \int_0^{\infty} S_i(j\omega) K_j(j\omega) e^{j\omega t_0} d\omega \right]}{\left[ \frac{G}{2\pi} \int_0^{\infty} |K_j(j\omega)|^2 d\omega \right]^{1/2}} = \mu_{0i} n_i \left( \frac{2m_j}{n_i^2 + m_j^2} \right)^{1/2}, \quad (5)$$

где  $S_i(j\omega) = a_i n_i \tau \exp\left(-\frac{\omega^2 \tau^2 n_i^2}{4\pi}\right)$  — спектральные функции принимаемых (отраженных) сигналов;  $K_j(j\omega) = m_j \tau \exp\left(-\frac{\omega^2 \tau^2 m_j^2}{4\pi}\right)$  — передаточные функции приемно-усилительного

тракта локатора;  $\mu_{0i}$  — отношение максимального значения  $i$ -го отраженного сигнала  $a_i$  к среднеквадратическому значению шума при полосе пропускания согласованного фильтра, соответствующей значению  $\tau$ ;  $n_i \geq 1$  — коэффициент увеличения длительности отраженного сигнала по отношению к длительности зондирующего;  $m_j$  — коэффициент изменения ширины полосы пропускания приемного тракта по отношению к оптимальной для зондирующего импульса.

При  $m_j = n_i$  имеет место согласование по ширине полосы пропускания.

В табл. 1 приведены результаты расчетов отношения сигнал/шум при облучении самолета под различными ракурсами зондирующими сигналами с заданной энергией и длительностью  $5 \cdot 10^{-9}$ ,  $10^{-8}$  и  $2 \cdot 10^{-8}$  с для разных значений передаточных функций  $K_i$ . При этом передаточные функции  $K_1, K_2, K_3, K_4, K_5, K_6, K_7, K_8$  согласованы по ширине полосы пропускания с отраженными сигналами при ракурсах облучения 0-0-0, 0-90-0, 90-0-0, 180-0-0, 180-315-0, 90-45-0, 0-315-0, 0-45-0 соответственно.

Таблица 1

Ракурс	$\tau \cdot 10^{-9}$ , с	$K_1$	$K_2$	$K_3$	$K_4$	$K_5$	$K_6$	$K_7$	$K_8$
0-0-0	5	15,49	13,39	14,91	15,49	13,44	14,99	15,47	15,48
	10	13,14	12,29	12,49	13,14	12,60	12,88	13,14	13,02
	20	11,30	11,15	11,25	11,30	11,24	11,25	11,29	11,26
0-90-0	5	33,83	39,13	37,6	33,60	24,48	37,38	32,93	33,15
	10	26,65	28,51	28,47	26,65	23,42	28,1	26,94	27,73
	20	21,10	21,39	21,34	21,10	20,64	21,34	21,26	20,74
90-0-0	5	29,92	29,86	31,08	29,81	23,24	31,08	29,45	29,57
	10	25,53	26,82	26,86	25,53	22,65	26,66	25,76	26,4
	20	18,94	18,99	19,03	18,94	18,64	19,03	19,01	18,71
180-0-0	5	18,67	16,04	17,91	18,68	16,31	18,01	18,66	18,67
	10	15,99	14,94	15,19	15,99	15,33	15,66	15,98	15,84
	20	13,70	13,52	13,64	13,70	13,62	13,64	13,68	13,65
180-315-0	5	9,84	7,1	8,48	9,91	11,35	8,59	10,09	10,03
	10	11,14	9,54	9,79	11,14	11,61	10,36	11,03	10,64
	20	11,33	10,1	11,16	11,33	11,4	11,16	11,25	11,4
90-45-0	5	29,26	28,87	30,22	29,15	22,88	30,23	28,82	28,93
	10	23,86	24,00	24,18	23,86	21,72	24,36	24,00	24,30
	20	18,73	18,78	18,82	18,73	18,43	18,82	18,8	18,5
0-315-0	5	26,72	22,52	25,35	26,74	23,80	25,52	26,76	26,76
	10	23,9	22,59	22,94	23,9	22,72	23,57	23,91	23,78
	20	20,38	20,29	20,39	20,38	20,14	20,39	20,41	20,20
0-45-0	5	23,69	20,08	22,55	23,7	20,96	22,69	23,70	23,71
	10	22,59	22,17	22,41	22,59	20,89	22,75	22,67	22,8
	20	16,54	16,1	16,32	16,54	16,6	16,32	16,43	16,6

Как видно из табл. 1, несогласованность по ширине полосы пропускания приводит при  $\tau=5$  нс к снижению отношения сигнал/шум максимум на 26 %, а при  $\tau=20$  нс — на 4 %. При

этом увеличение длительности зондирующего импульса с заданной энергией с 5 до 20 нс приводит к энергетическому проигрышу от 10 до 26 %.

В табл. 2 приведены средние значения отношения сигнал/шум ( $\mu$ ) для различных полос пропускания  $K_i$  при равновероятном и гауссовом распределении ракурса облучения самолета также при трех значениях длительности зондирующего импульса с заданной энергией.

Таблица 2

$K_i$	$\tau \cdot 10^{-9}, \text{ с}$	$\mu$ при распределении ракурсов	
		равновероятном	гауссовом
$K_1$	5	23,43	18,39
	10	20,35	16,36
	20	16,50	13,88
$K_2$	5	22,12	16,72
	10	20,11	15,76
	20	16,40	13,74
$K_3$	5	23,51	18,09
	10	20,29	15,95
	20	16,49	13,84
$K_4$	5	23,38	18,37
	10	20,35	16,36
	20	16,50	13,88
$K_5$	5	19,56	16,02
	10	18,87	15,50
	20	16,34	13,78
$K_6$	5	23,56	18,15
	10	20,54	16,27
	20	16,49	13,84
$K_7$	5	23,24	18,31
	10	20,43	16,38
	20	16,52	13,88
$K_8$	5	23,29	18,33
	10	20,56	16,37
	20	16,38	13,81

Из представленной таблицы следует, что среднее значение  $\mu$  для различных полос пропускания приемно-усилительного тракта может изменяться максимум на 18 % при равновероятном и на 13 % при гауссовом распределении ракурса облучения при  $\tau = 5$  нс, при  $\tau = 20$  нс эти изменения не превышают 1,5 %.

Как видно из приведенного анализа, выбор ширины полосы пропускания в импульсных оптических локационных системах, с позиции обнаружения, при относительно длительных зондирующих сигналах не критичен. Однако как при очень коротких зондирующих импульсах, так и при относительно длительных рационально использовать ширину полосы пропускания приемно-усилительного тракта, согласованную с длительностью импульса, отраженного от объекта при наихудшем ракурсе его облучения, особенно когда необходимо определять угловое положение цели амплитудным методом.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Лебедько Е. Г., Порфирьев Л. Ф., Хайтун Ф. И. Теория и расчет импульсных и цифровых оптико-электронных систем. Л.: Машиностроение, 1984. 189 с.
2. Непогодин И. А. Оценка информационных признаков объектов в задачах лазерной локации // Оптич. журн. 2007. Т. 74, № 3. С. 33—41.
3. Бурый Е. В. Синтез системы распознавания объектов по форме огибающей лазерного импульса при импульсно-периодической локации // Квантовая электроника. 1998. Т. 25, № 5. С. 471—475.
4. Лебедько Е. Г. Системы импульсной оптической локации. СПб: Лань, 2014. 368 с.

**Сведения об авторах**

- Евгений Георгиевич Лебедько** — д-р техн. наук, профессор; Университет ИТМО; кафедра оптико-электронных приборов и систем; E-mail: eleb@rambler.ru
- Кирилл Владимирович Трифонов** — аспирант; Университет ИТМО; кафедра оптико-электронных приборов и систем; E-mail: Kirilltrif90@gmail.com

Рекомендована кафедрой  
оптико-электронных приборов и систем

Поступила в редакцию  
28.03.15 г.

**Ссылка для цитирования:** Лебедько Е. Г., Трифонов К. В. Выбор ширины полосы пропускания приемно-усилительного тракта при оптической локации габаритных объектов сложной конфигурации // Изв. вузов. Приборостроение. 2016. Т. 59, № 1. С. 73—78.

**SELECTION OF RECEIVER-AMPLIFIER BANDWIDTH  
IN OPTICAL LOCATION OF LARGE-SCALE OBJECTS WITH COMPLEX CONFIGURATION**

**E. G. Lebedko, K. V. Trifonov**

*ITMO University, 197101, St. Petersburg, Russia  
E-mail: Kirilltrif90@gmail.com*

Based on aircraft reflectivity data, analysis of detection characteristics of pulse optical locator with various distribution laws of illumination direction is performed under conditions of quasi-optimal and close to optimal filtration. Recommendations on rational selection of receiver-amplifier bandwidth are formulated.

**Keywords:** detection characteristics, receiver-amplifier bandwidth, pulse optical locator, signal filtration, reflectivity of aircraft.

**Data on authors**

- Evgeny G. Lebedko** — Dr. Sci., Professor; ITMO University, Department of Optical-Electronic Devices and Systems; E-mail: eleb@rambler.ru
- Kirill V. Trifonov** — Post-Graduate Student; ITMO University, Department of Optical-Electronic Devices and Systems; E-mail: Kirilltrif90@gmail.com

**For citation:** Lebedko E. G., Trifonov K. V. Selection of receiver-amplifier bandwidth in optical location of large-scale objects with complex configuration // Izvestiya Vysshikh Uchebnykh Zavedeniy. Priborostroyeniye. 2016. Vol. 59, N 1. P. 73—78 (in Russian).

DOI: 10.17586/0021-3454-2016-59-1-73-78