



УДК 681.78

АНАЛИЗ ПЕЛЕНГАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ИМПУЛЬСНОГО ОПТИЧЕСКОГО КООРДИНАТОРА ЦЕЛИ ПРИ ОБЛУЧЕНИИ САМОЛЕТОВ-ЦЕЛЕЙ

К.В. Трифонов^а, Е.Г. Лебедько^а^а Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация

Адрес для переписки: Kirilltrif90@gmail.com

Информация о статье

Поступила в редакцию 29.04.16, принята к печати 06.05.16

doi: 10.17586/2226-1494-2016-16-4-608-612

Язык статьи – русский

Ссылка для цитирования: Трифонов К.В., Лебедько Е.Г. Анализ пеленгационных характеристик импульсного оптического координатора цели при облучении самолетов-целей // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2016. Т. 16. № 4. С. 608–612. doi: 10.17586/2226-1494-2016-16-4-608-612

Аннотация

Предмет исследования. Исследованы принципы работы импульсных оптических координаторов цели, выполненных на базе квадрантного фотоприемника при работе с объектами, находящимися в ближней зоне. **Метод.** В ближней зоне форма объекта-цели и распределение интенсивности в нем могут оказывать существенное влияние на пеленгационные характеристики и приводить к появлению дополнительных энергетических центров. При рассмотрении данного вопроса было проведено физическое моделирование процесса построения пеленгационных характеристик. Сущность метода заключается в перемещении виртуальной рамки координатора цели по изображению самолета-цели с подсчетом суммы интенсивностей пикселей в каждой зоне рамки, имитирующей в данном случае чувствительную площадку приемника. **Основные результаты.** Рассмотрены наиболее вероятные ракурсы облучения самолета-цели. Для рассмотренных ракурсов облучения самолета-цели рассчитаны дальности, на которых появляется первый дополнительный энергетический центр, а также оценено время неуправляемого полета ракеты на окончательном этапе сближения. **Практическая значимость.** Проведенный анализ указывает на то, что для обеспечения надежного поражения цели с использованием активных и полуактивных лазерных систем самонаведения необходимо использовать соответствующую логику контура управления следящей системы, а также следует производить отключение активных и полуактивных лазерных систем самонаведения в ближней зоне.

Ключевые слова

координатор цели, пеленгационная характеристика, квадрантный фотодиод, самонаведение, срыв слежения

ANALYSIS OF PULSE OPTICAL TARGET SEEKER STATIC CHARACTERISTICS AT TARGET AIRCRAFTS EXPOSURE

K.V. Trifonov^a, E.G. Lebedko^a^a ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation

Corresponding author: Kirilltrif90@gmail.com

Article info

Received 29.04.16, accepted 06.05.16

doi: 10.17586/2226-1494-2016-16-4-608-612

Article in Russian

For citation: Trifonov K.V., Lebedko E.G. Analysis of pulse optical target seeker static characteristics at target aircrafts exposure. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*, 2016, vol. 16, no. 4, pp. 608–612. doi: 10.17586/2226-1494-2016-16-4-608-612

Abstract

Subject of Research. The paper deals with operating principles of optical pulse target seekers based on quadrant photodiode when targets are located in short-range field region. **Method.** Target image shape and light intensity distribution can affect static characteristics and cause appearance of image energy maximums when targets are located in short-range field region. Physical modeling of static characteristics plotting process was carried out. The main idea of the proposed method lies in counting sums of image pixels intensities in every virtual area of the sensor while virtual frame of the whole photodetector is moving over the target image. **Main Results.** Most probable target illumination directions were analyzed. Critical distances when the first extra image energy maximum appears were calculated for every target illumination directions. Time of missile

uncontrollable flight at a near miss distance was also estimated. **Practical Relevance.** Research results point out that using of control loop proper logic is required to provide reliable target shot down for active and semi-active laser homing systems. Also disabling of such systems should be carried out when targets are located in short-range field region.

Keywords

target seeker, static characteristic, quadrant photodiode, automatic homing, tracking loss

Введение

Важнейшей характеристикой координаторов цели является пеленгационная характеристика. На данный момент для измерения углового положения источника излучения в основном используются приборы с использованием ПЗС-матриц для получения изображения цели и последующей обработки данного изображения [1–12]. Однако применение квадрантного фотоприемника все еще остается актуальным для импульсных систем за счет использования метода временного преобразования сигнала [13]. Благодаря этому достигается энергетический выигрыш относительно систем с использованием ПЗС-матриц.

Преимущество использования квадрантных фотодиодов в системах такого рода заключается в использовании метода временного преобразования сигнала. При использовании фотодиода сокращение длительности излучаемого сигнала заданной энергии в λ раз приводит к снижению средней мощности излучения в $\sqrt{\lambda}$ раз, а при использовании в качестве приемника ПЗС-матрицы средняя мощность в этом случае остается постоянной. Благодаря этому достигается энергетический выигрыш относительно систем с использованием ПЗС-матриц.

Так, к примеру, рассмотрим две системы, работающие по цели одинакового размера на заданной дальности 5 км. По результатам проведенного энергетического расчета система, построенная на квадрантном приемнике, предъявляет требования к мощности лазерного излучения на уровне 4,3 Вт средней мощности. Прием излучения осуществляется на длине волны 1,06 мкм. В качестве системы с ПЗС-матрицей рассмотрена система, состоящая из матрицы, выполненной на арсениде галлия. Результатом является требование к средней мощности лазерного излучения в 12 Вт. Таким образом, энергетический выигрыш составит около 2,8 раз.

Пеленгационная характеристика представляет собой зависимость математического ожидания величины выходного сигнала от угла рассогласования φ между оптической осью и направлением на цель. Для координаторов цели, основанных на квадрантном фотоприемнике, сигнал рассогласования может быть найден по формуле

$$\Delta U = \frac{U_A - U_C}{U_A + U_B + U_C + U_D},$$

где A, B, C, D – обозначения чувствительных площадок фотоприемника.

Для правильной работы координатора цели его пеленгационная характеристика должна быть линейна. Типичный вид пеленгационной характеристики при работе по цели, находящейся в дальней зоне, представлен на рис. 1. На рис. 1 по оси абсцисс откладываются значения угла рассогласования φ между оптической осью координатора и направлением на цель, а по оси ординат – соответствующие значения сигнала рассогласования ΔU . При нахождении цели в дальней зоне ее форма и распределение интенсивности в ее изображении не оказывают существенного влияния на форму пеленгационной характеристики. Однако при приближении самолета-цели в ближнюю зону оказываемое влияние увеличивается, что может приводить к дестабилизации пеленгационных характеристик, появлению дополнительных энергетических центров изображения цели и возможному срыву слежения при самонаведении.

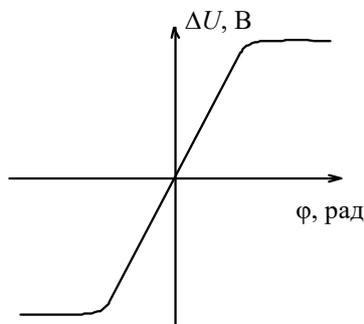


Рис. 1. Типичный вид пеленгационной характеристики импульсного оптического координатора цели

Моделирование процесса получения пеленгационных характеристик

В работе предлагается проанализировать процесс изменения пеленгационных характеристик при приближении самолета-цели и рассчитать дистанции, на которых происходит появление дополнительных энергетических центров. Осуществлять это предлагается, анализируя изображения макета цели. В каче-

стве макета цели использована пластиковая модель самолета Су-33 выполненная в масштабе 1:72. На модель был нанесен камуфляж. При этом были использованы краски, близкие по цвету и коэффициенту отражения к реальным покрытиям.

Сущность метода заключается в перемещении виртуальной рамки координатора цели по изображению с подсчетом суммы интенсивностей пикселей в каждой зоне рамки, имитирующей в данном случае чувствительную площадку приемника. Путем изменения размера рамки моделируется изменение расстояния до цели, т.е. отношение размеров изображения цели и фотоприемника. При этом использовано несколько возможных ракурсов облучения цели, таких как 0 – 0 – 0, 0 – 90 – 0, 180 – 0 – 0 и другие (в общей сложности 8 различных ракурсов). Сигнал рассогласования для случая горизонтального перемещения цели может быть вычислен по следующей формуле:

$$\Delta U = \frac{\sum_{j=n}^{\frac{n+m}{2}} \sum_{i=0}^s \text{Image}_{i,j} - \sum_{j=n+\frac{m}{2}}^{\frac{n+m}{2}} \sum_{i=0}^s \text{Image}_{i,j}}{\sum_{j=n}^{\frac{n+m}{2}} \sum_{i=0}^s \text{Image}_{i,j} + \sum_{j=n+\frac{m}{2}}^{\frac{n+m}{2}} \sum_{i=0}^s \text{Image}_{i,j}},$$

где i, j – номер столбца и строки изображения соответственно; n – номер столбца, соответствующий левому краю виртуальной рамки; m – размер виртуальной рамки координатора цели; s – номер максимальной строки изображения самолета-цели.

Зная значение длины всего изображения в пикселях и уменьшая размер виртуальной рамки координатора цели, можно получить семейство пеленгационных характеристик для данного ракурса с различным соотношением размеров изображения цели и размера фотоприемника. В качестве иллюстрации на рис. 2 представлены пеленгационные характеристики координатора цели при ракурсе облучения цели 0 – 90 – 0 при различных соотношениях размеров изображения цели и размера фотоприемника.

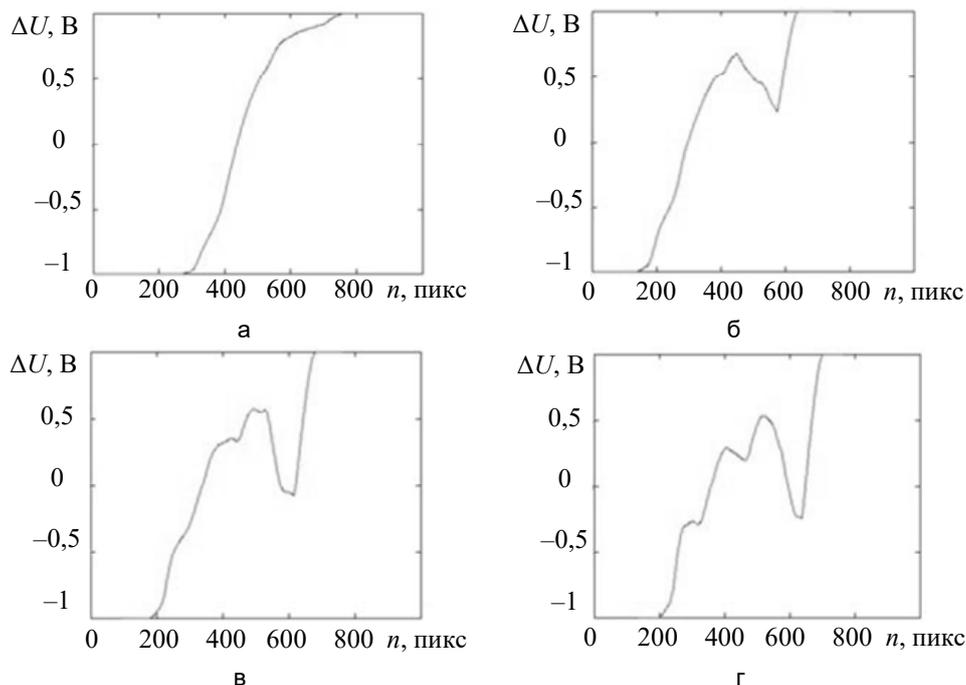


Рис. 2. Пеленгационные характеристики координатора цели при ракурсе облучения цели 0 – 90 – 0 при соотношении размеров изображения цели и размера фотоприемника: 1/2 (а); 2/1 (б); 3/1 (в); 4/1 (г)

Таким образом, изменяя размер виртуальной рамки координатора цели, можно найти такое соотношение сторон, при котором появляется первый дополнительный энергетический центр. Дальность до цели, соответствующую этому соотношению размеров, следует считать критической, при которой может произойти срыв слежения. Вычисление этой дальности представляет собой решение простой пропорции:

$$L_{кр} = \frac{l_{ц} \cdot f'}{k \cdot d},$$

где k – найденное критическое соотношение размеров изображения цели и размера фотоприемной площадки; $l_{ц}$ – размер изображения цели; f' – фокусное расстояние объектива; d – размер чувствительной

площадки приемника. Так, например, приняв $f = 100$ мм, $d = 8$ мм и взяв реальные размеры самолета Су-33 [14], можно вычислить критические дальности работы координатора цели. Полученные дальности приведены в табл. 1.

Ракурс	Отношение размеров	Дальность, м
90 – 0 – 0	698/470	178,3
0 – 90 – 0	500/100	52,9
180 – 0 – 0	542/100	33,9
0 – 0 – 0	730/170	42,8
90 – 45 – 0	550/170	57,9
0 – 315 – 0	550/180	61,23
180 – 315 – 0	550/58	19,4
0 – 45 – 0	550/62	21,4

Таблица 1. Рассчитанные значения критических дальностей работы координатора цели при облучении самолетов-целей

Минимальная дальность работы системы самонаведения (минимальная дистанция наведения) зависит как от ракеты-носителя, так и от относительной скорости сближения. Причем чем больше относительная скорость сближения, тем больше минимальная дистанция наведения. Причиной этой минимальной дальности является не только нестабильность пеленгационной характеристики на малых дистанциях, но и, в ряде случаев, нарушение работы координатора вследствие большой величины принимаемого сигнала, превышающего динамический диапазон приемно-усилительного тракта. В среднем в системах такого класса величина минимальной дальности работы принимается равной 50 м.

По достижению заданной минимальной дальности работы системы необходимо отключить систему слежения за целью и позволить ракете двигаться по инерции оставшееся расстояние до цели. Вероятность промаха в данном случае будет зависеть от относительной скорости сближения ракеты и цели. Средняя крейсерская скорость самолета-истребителя составляет 1500 км/ч. Скорость ракеты класса «воздух-воздух» меняется в зависимости от модели и назначения в пределах от 2 до 6 М [15, 16]. Возьмем среднюю скорость ракеты 3 М и наименее благоприятную ситуацию с удаляющимся самолетом целью. В данном случае относительная скорость сближения примерно будет равна 541 м/с. Таким образом, время пролета минимальной дистанции (50 м), на которой система наведения будет выключена, составит 0,09 с. За такой малый промежуток времени вероятность уклонения цели мала.

В табл. 2 приведены расчетные значения относительной скорости сближения и времени неуправляемого полета ракеты на конечном этапе сближения для различных ракурсов облучения цели.

Ракурс	Дальность, м	Относительная скорость сближения, м/с	Время, с
90 – 0 – 0	178,3	958	0,186
0 – 90 – 0	52,9	958	0,055
180 – 0 – 0	33,9	541	0,063
0 – 0 – 0	42,8	1375	0,031
90 – 45 – 0	57,9	958	0,060
0 – 315 – 0	61,23	1253	0,049
180 – 315 – 0	19,4	664	0,029
0 – 45 – 0	21,4	1253	0,017

Таблица 2. Рассчитанные значения критической дальности отключения системы самонаведения, относительной скорости сближения ракеты с целью и времени неуправляемого полета

По данным табл. 2 можно сделать вывод, что для всех рассматриваемых ракурсов дальность, на которой необходимо отключать систему самонаведения, не превышает 60 м, а время неуправляемого полета не превышает 0,1 с, что доказывает правомерность такого отключения. Исключение составляет ракурс 90 – 0 – 0. С учетом того, что при методе прямого наведения на цель, вероятность появления данного ракурса довольно мала, можно проигнорировать повышенные требования по дальности отключения системы самонаведения для данного ракурса облучения самолета-цели.

Заключение

Наличие нескольких энергетических центров облучаемого объекта приводит к такому изменению пеленгационной характеристики координатора в ближней зоне, которое может способствовать срыву автосопровождения и резкому отклонению от направления на цель.

Проведенный анализ указывает на то, что для обеспечения надежного поражения цели с использованием активных и полуактивных лазерных систем самонаведения необходимо использовать соответст-

вующую логику контура управления следящей системы. Кроме того, в ближней зоне принимаемый сигнал (несмотря на систему АРУ) может превысить динамический диапазон приемного тракта (ослепление системы), что приведет к срыву слежения. В этом случае следует производить отключение активных и полупассивных лазерных систем самонаведения в ближней зоне. Функцию отключения может взять на себя дальномер-взрыватель, позволяющий, кроме этого, идентифицировать размер цели, повышая тем самым эффективность ее поражения.

References

1. Konyakhin I.A., Turgalieva T.V. Three-coordinate digital autocollimator. *Journal of Optical Technology*, 2013, vol. 80, no. 2, pp. 772–777. doi: 10.1364/JOT.80.000772
2. Konyakhin I.A., Kopylova T.V., Konyakhin A.I. Optic-electronic autocollimation sensor for measurement of the three-axis angular deformation of industry objects. *Proceedings of SPIE*, 2012, vol. 8439, art. 84391N. doi: 10.1117/12.922096
3. Kleshchenok M.A., Anisimov A.G., Lashmanov O.U., Timofeev A.N., Korotaev V.V. Alignment control optical-electronic system with duplex retroreflectors. *Proceedings of SPIE*, 2014, vol. 9131, art. 91311X. doi: 10.1117/12.2052290
4. Konyakhin I., Timofeev A., Usik A., Zhukov D. The experimental research of the systems for measuring the angle rotations and line shifts of the large aperture radio-telescope components. *Proceedings of SPIE*, 2010, vol. 7544, art. 75443P. doi: 10.1117/12.885604
5. Konyakhin I.A., Timofeev A.N., Konyakhin A.I. Three-axis optic-electronic autocollimation system for the inspection of large-scale objects. *Proceedings of SPIE*, 2013, vol. 8788, art. 87882C. doi: 10.1117/12.2020343
6. Konyakhin I.A., Timofeev A.N., Yaryshev S.N. High precision angular and linear measurements using universal opto-electronic measuring modules in distributed measuring systems. *Key Engineering Materials*, 2010, vol. 437, pp. 160–164. doi: 10.4028/www.scientific.net/KEM.437.160
7. Konyakhin I.A., Kopylova T.V., Konyakhin A.I., Smekhov A.A. Optic-electronic systems for measurement the three-dimension angular deformation of axles at the millimeter wave range radiotelescope. *Proceedings of SPIE*, 2013, vol. 8759, art. 87593E. doi: 10.1117/12.2014605
8. Turgalieva T.V., Konyakhin I.A. Research of autocollimating angular deformation measurement system for large-size objects control. *Proceedings of SPIE*, 2013, vol. 8788, art. 878832. doi: 10.1117/12.2020861
9. Konyakhin I.A., Timofeev A.N., Usik A.A., Zhukov D.V. Optic-electronic systems for measuring the angle deformations and line shifts of the reflecting elements at the rotatable radio-telescope. *Proceedings of SPIE*, 2011, vol. 8082, art. 80823R. doi: 10.1117/12.890059
10. Pantyushin A., Korotaev V. Control measurement system for railway track position. *Proceedings of SPIE*, 2012, vol. 8486, art. 84861B. doi: 10.1117/12.930503
11. Anisimov A.G., Pantyushin A.V., Lashmanov O.U., Vasilev A.S., Timofeev A.N., Korotaev V.V., Gordeev S.V. Absolute scale-based imaging position encoder with submicron accuracy. *Proceedings of SPIE*, 2013, vol. 8788, art. 87882T. doi: 10.1117/12.2021022
12. Maraev A.A., Timofeev A.N. Energetic sensitivity of optical-electronic systems based on polychromatic optical equisignal zone. *Proceedings of SPIE*, 2013, vol. 8788, art. 878836. doi: 10.1117/12.2020757
13. Lebed'ko E.G., Porfir'ev L.F., Khaitun F.I. *Teoriya i Raschet Impul'snykh i Raschet Impul'snykh i Tsifrovyykh Optiko-Elektronnykh Sistem* [Theory and Calculation of Pulse and Calculation of Pulse and Digital Opto-Electronic Systems]. Leningrad, Mashinostroenie Publ., 1984, 192 p.
14. *Taktiko-Tekhnicheskie Kharakteristiki Istrebitelya Su-33*. Available at: <http://army.lv/ru/su-33/harakteristiki/482/146> (accessed 27.05.2016).
15. *Upravlyаемая Raketa Maloi Dal'nosti R-60* [Short-Range Guided Missile AA-8 "Aphid"]. Available at: <http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/r60/r60.shtml> (accessed 27.05.2016).
16. *Upravlyаемая Aviatsionnaya Raketa Klassa «Vozdukh-Vozdukh» Bol'shoi Dal'nosti RVV-BD* [Guided Air Missiles "Air-to-Air" Long-Range AA-12 Adder]. Available at: <http://missiles.ru/RVV-BD.htm> (accessed 27.05.2016).

Трифонов Кирилл Владимирович

– аспирант, Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация, Kirilltrif90@gmail.com

Лебедько Евгений Георгиевич

– доктор технических наук, профессор, профессор, Университет ИТМО, Санкт-Петербург, 197101, Российская Федерация, Eleb@rambler.ru

Kirill V. Trifonov

– postgraduate, ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation, Kirilltrif90@gmail.com

Evgeniy G. Lebedko

– D.Sc., Professor, Professor, ITMO University, Saint Petersburg, 197101, Russian Federation, Eleb@rambler.ru