

Труды МАИ. 2024. № 136  
Trudy MAI, 2024, no. 136

Научная статья

УДК 623.465

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=180680>

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ЭКСТРЕМАЛЬНОГО РЕЖИМА РАБОТЫ ПОЛУАКТИВНОЙ СИСТЕМЫ НАВЕДЕНИЯ НА ЦЕЛЬ УПРАВЛЯЕМЫХ СНАРЯДОВ**

**Гюнель Вагиф гызы Алиева<sup>1</sup>, Рафиг Меджид оглы Агамалиев<sup>2</sup>**

Национальное Аэрокосмическое Агентство,

Баку, Азербайджанская Республика

asadzade@rambler.ru✉

*Аннотация.* Такие летательные поражающие средства как ракеты, снаряды, авиабомбы могут быть эффективно применены только в случае их совместного функционирования с системой их наведения на цель. При построении критериев эффективности систем наведения следует учитывать важную роль указанных средств поражения на поле боя, а также требование высокой надежности их доставки на цель. Высокая эффективность работы систем наведения может быть достигается путем применения совершенных математических моделей цепи управления системы наведения. Создаваемые математические модели и алгоритмы наведения ракет должны пройти тестирование с применением всевозможных оптимизационных процедур. Подобные требования актуальны не только для систем внешнего наведения управляемых ракет, но и для систем самонаведения снарядов и беспилотных летательных аппаратов. Представленная статья посвящена анализу

экстремальных режимов работы полуактивной системы наведения оптически управляемой ракеты на цель. Рассматривается случай теплоизлучающей цели и применения пирозлектрических датчиков. Проанализированы два режима функционирования системы: (а) наличие ограничения на передвижение излучателя в сторону цели, (б) наличие ограничения на передвижение запускателя ракет в сторону цели. В первом режиме определена функциональная зависимость расстояния излучателя до цели от независимой переменной, когда функционал цели достигает минимума. Во втором режиме определена функциональная зависимость расстояния запускателя ракет до цели от независимой переменной, при которой функционал цели достигает минимума. Выявленные два режима охарактеризованы в качестве экстремально нежелательных, которых следует избегать.

**Ключевые слова:** система наведения, оптимизация, управляемая ракета, пирозлектрический датчик, функционал цели

**Для цитирования:** Алиева Г.В., Агамалиев Р.М. Исследование экстремального режима работы полуактивной системы наведения на цель управляемых снарядов

// Труды МАИ. 2024. № 136. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=180680>

Original article

## **RESEARCH OF EXTREME WORK REGIME OF SEMI-ACTIVE SYSTEM FOR HOMING OF GUIDED MISSILES**

**Aliyeva Gunel Vagif gizi<sup>1</sup>, Agamaliyev Rafiq Medjid oglu<sup>2</sup>**

National Aerospace Agency,  
Baku, Republic of Azerbaijan

asadzade@rambler.ru✉

**Abstract.** Such aircraft striking means as missiles, projectiles, aerial bombs can be effectively used only if they function together with their target guidance system. When building criteria for the effectiveness of guidance systems, the important role of these weapons on the battlefield should be taken into account, as well as the requirement of high reliability of their delivery to the target. High efficiency of guidance systems can be achieved by applying advanced mathematical models of the guidance system control circuit. The created mathematical models and missile guidance algorithms must be tested using all possible optimization procedures. Such requirements are relevant not only for external guided missile guidance systems, but also for projectile homing systems and unmanned aerial vehicles. The presented article is devoted to the analysis of extreme operating modes of a semi-active guidance system of an optically guided missile at a target. The case of a heat-emitting target and the use of pyroelectric sensors is considered. Two modes of operation of the system are analyzed: (a) there is a restriction on the movement of the emitter towards the target, (b) there is a restriction on the movement of the missile launcher towards the target. In the first mode, the functional dependence of the distance of the emitter to the target on the independent variable is determined when the functional of the target reaches a minimum. In the second mode, the functional dependence of the distance of the rocket launcher to the target on the independent variable at which the target functional reaches a minimum is determined. The identified two modes are characterized as extremely undesirable, which should be avoided.

**Keywords:** guidance system, optimization, guided missile, pyroelectric sensor, target functionality

**For citation:** Aliyeva G.V., Agamaliyev R.M. Research of extreme work regime of semi-active system for homing of guided missiles, *Trudy MAI*, 2024, no. 136. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=180680>

Хорошо известно, что эффективность применения управляемых ракет, снарядов и авиабомб в значительной степени зависит от эффективности систем наведения их на цель. В качестве показателей эффективности таких систем должны быть использованы критерии характеризующие эффект от поражающих средств а также отражающие возможность их круглосуточного и всепогодного применения [1]. Как отмечается в работе [2], высокая эффективность работы систем наведения может быть достигнута путем разработки эффективных математических моделей цепи управления системы наведения управляемых средств поражения. Согласно [3], алгоритмы наведения ракет должны пройти тестирование с применением оптимизационных процедур. Подобные требования актуальны не только для систем внешнего наведения, но и для систем самонаведения снарядов и беспилотных летательных аппаратов [4-6]. Разработке математической модели, оптимизации и синтезу новых структур посвящено большое число работ (см., например, [7-10]).

В последние десятилетия в классе систем наведения в достаточной степени сформировался особый подкласс систем наведения, охватывающий системы оптического или оптоэлектронного наведения.

Как известно, системы оптического наведения на цель делятся на активные [11-15] и полуактивные [16-19]. Разница между этими системами в основном заключается в том, что в активных системах управляемый снаряд запускается стороной, запускающей также оптический луч наведения на цель (рис.1).

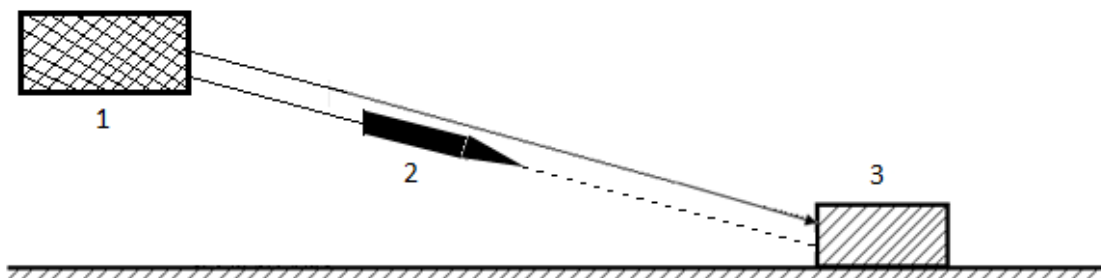


Рис.1 Схематическое представление активной системы наведения на цель. Цифрами указаны: 1 – сторона запускающая оптический сигнал (луч) наведения на цель, а также управляемый снаряд 2; 3 – объект (цель).

В отличие от активных систем, в полуактивных системах наведения оптического луча на цель и запуск ракеты осуществляется различными сторонами (рис.2).

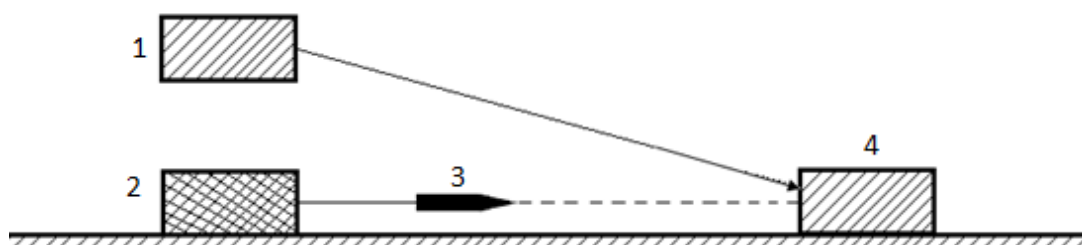


Рис.2 Схематическое представление полуактивного режима наведения управляемой ракеты на цель. Цифрами указаны: 1 – сторона запускающая оптический сигнал

наведения; 2 – сторона, запускающая управляемую ракету; 3 – управляемая ракета; 4 – цель.

В целом, в приемном узле используются пироэлектрические датчики, чувствительные к инфракрасному наводящему оптическому сигналу, который отражаясь от объекта распространяется в обратную сторону под широким телесным углом.

В общем случае цель может быть облучена направленно и атакована несколькими управляемыми ракетами.

Далее рассматривается случай, когда сторона 1 (рис. 2) непрерывно облучает цель 4, двигаясь в направлении к цели в течение некоторого временного промежутка  $\Delta T$ . В это же время с интервалами  $\Delta t$  в цель запускаются управляемые ракеты с различных расстояний от цели.

В настоящей статье исследуются наиболее нежелательные режимы реализации полуактивного режима в смысле определения наиболее невыгодных позиций запуска ракет и, подсвечивающей цель стороны 1 (рис. 2), при которых на входе пироэлектрических датчиков формируется минимум суммарного оптического сигнала.

## **Материалы и методы**

Подробная оптическая схема полуактивного режима наведения управляемой ракеты на цель показана на рис.3 [20]. При этом, рассматривается случай, когда стороны 1 и 3, а также центр объекта 2 находятся в одной плоскости.

Так как пироэлектрические датчики, установленные на приемном узле ракет, реагируют на интенсивность излучения, то согласно [19], справедливо следующее выражение

$$\frac{I_1}{I_0} = \cos \alpha \cdot \left( \frac{L_0}{L_1} \right)^2 \quad (1)$$

где  $I_1$  – интенсивность сигнала на входе ракеты;

$I_0$  – интенсивность исходного оптического сигнала наведения;

$L_0$  – расстояние от объекта 1 до цели 2;

$L_1$  – расстояние от объекта 3 до цели 2.

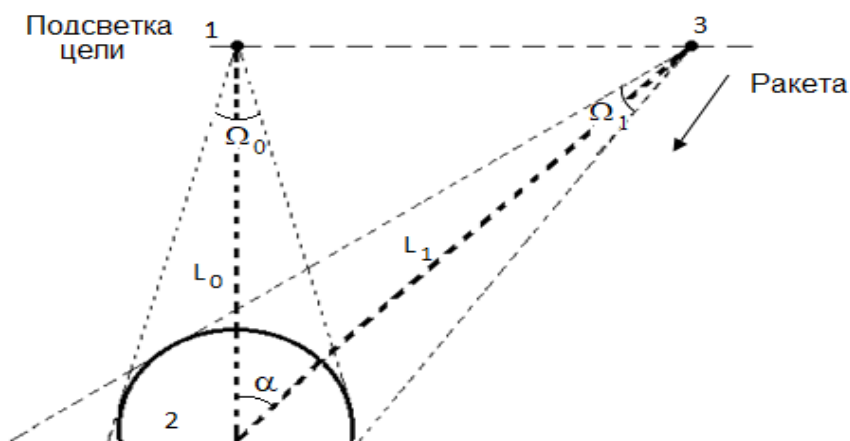


Рис.3 Оптическая схема полуактивного режима наведения ракеты на цель. Принятые обозначения: 1 – сторона, запускающая луч наведения, двигающаяся в сторону цели; 2 – сторона запускающая ракеты двигающаяся в сторону цели; 3 – цель;  $\Omega$  – телесный угол объекта;  $\alpha$  – угол между оптическими осями сторон 1 и 3.

Далее рассмотрим два сценария для анализа.

Сценарий 1. В этом случае  $L_1$  принимается в качестве независимой переменной и вводится функция

$$L_0 = f(L_1) \quad (2)$$

С учетом выражений (1) и (2) получим

$$I_1 = I_0(\cos \alpha) \left[ \frac{f(L_1)^2}{L_1^2} \right] \quad (3)$$

Далее применительно к функции (2) принимаем следующее ограничительное условие:

$$\int_0^{L_1 \max} f(L_1) dL_1 = C \quad (4)$$

Физически, условие (4) отображает существующее ограничение на передвижение излучающей стороны в направлении цели.

С учетом выражения (3) целевой функционал оптимизации выразим в следующем виде

$$F_1 = \int_0^{L_1 \max} L_0(\cos \alpha) \cdot \frac{f(L_1)^2}{L_1^2} dL_1 \quad (5)$$

С учетом выражений (4) и (5) целевой функционал безусловной вариационной оптимизации определим, как

$$F_{1_0} = \int_0^{L_1 \max} L_0(\cos \alpha) \cdot \frac{f(L_1)^2}{L_1^2} dL_1 + \lambda \left[ \int_0^{L_1 \max} f(L_1) dL_1 - C \right] \quad (6)$$

где  $\lambda$  – множитель Лагранжа.

Из теории вариационного исчисления известно, что решение задачи (6) на экстремум должно удовлетворять условию

$$\frac{d \left[ L_0(\cos \alpha) \frac{f(L_1)^2}{L_1^2} + \lambda \cdot f(L_1) \right]}{df(L_1)} = 0 \quad (7)$$

Из выражения (7) получаем



$$\frac{2I_0(\cos \alpha)f(L_1)}{L_1^2} + \lambda = 0 \quad (8)$$

Из выражения (8) находим

$$f(L_1) = \frac{-\lambda \cdot I_1^2}{2I_0 \cos \alpha} \quad (9)$$

С учетом выражений (4) и (9) находим

$$\lambda = \frac{-6C \cdot I_0 \cos \alpha}{L_{1\max}^3} \quad (10)$$

Из выражений (9) и (10) получим

$$L_0 = \frac{3CL_1^2}{L_{1\max}^3} \quad (11)$$

При решении (11) функционал  $F$  достигает минимума, т.е. режим (11), характеризующий взаимное движение сторон (1) и (3) (рис. 3) является наихудшим режимом при полуактивном режиме и этого режима следует избегать. С учетом (11) величина функционала  $F_1$  может быть вычислена по формуле

$$F_1 = \frac{3I_0(\cos \alpha)C^2}{L_{1\max}^3} \quad (12)$$

Сценарий 2.

В этом случае  $L_0$  считается независимой переменной.

Вводится функция

$$L_1 = \psi(L_0), \quad (13)$$

на которую налагается следующее ограничительное условие

$$\int_0^{L_{0\max}} \psi(L_0) dL_0 = C_1 \quad (14)$$

Условие (14) характеризует ограничение, существующее для передвижения точки запуска ракет в сторону цели.

Целевой функционал оптимизации имеет вид

$$F_1 = \int_0^{L_{0\max}} I_0(\cos \alpha) \cdot \left[ \frac{L_0}{\psi(L_0)} \right]^2 dL_0 \quad (15)$$

С учетом выражений (14) и (15), целевой функционал безусловной вариационной оптимизации определяется как

$$F_{1_0} = \int_0^{L_{0\max}} L_0(\cos \alpha) \cdot \left[ \frac{L_0}{\psi(L_0)} \right]^2 dL_0 + \lambda_1 \left[ \int_0^{L_{0\max}} \psi(L_0) dL_0 - C_1 \right] \quad (16)$$

где  $\lambda_1$  – множитель Лагранжа.

Решение оптимизационной задачи (16) должно удовлетворять условию

$$\frac{d \left\{ I_0(\cos \alpha) \cdot \left[ \frac{L_0}{\psi(L_0)} \right]^2 + \lambda \cdot \psi(L_0) \right\}}{d\psi(L_0)} = 0 \quad (17)$$

Из условия (17) получаем

$$\frac{3I_0(\cos \alpha)L_0^2}{\psi(L_0)^3} + \lambda_1 = 0 \quad (18)$$

Из выражения (18) находим

$$\psi(L_0) = \frac{1}{\sqrt[3]{\lambda_1}} \cdot \sqrt[3]{3I_0(\cos \alpha)L_0^2} \quad (19)$$

С учетом выражений (14) и (19) получаем

$$\lambda = \frac{3(\cos \alpha) \cdot L_{0\max}^5 \cdot I_0}{125 \cdot C_1^3} \quad (20)$$

Из выражений (19) и (20) находим

$$\psi(L_0) = \frac{5C_1 \cdot L_0^{\frac{2}{3}}}{3 \cdot L_{\max}^{\frac{5}{3}}} \quad (21)$$

Таким образом, при решении (21) функционал  $F_1$  достигает минимума, т.к. производная (17) по искомой функции оказывается всегда положительной величиной. С учетом (15) и (21) минимальная величина  $F_1$  может быть вычислена по формуле

$$F_{1\min} = \frac{27}{125} \cdot \frac{I_0(\cos \alpha) \cdot L_{0\max}^5}{C_1^2} \quad (22)$$

### Обсуждение

Таким образом, исследован экстремальный режим полуактивной системы наведения оптически управляемой ракеты на цель. Рассматривается случай теплоизлучающей цели и применения пироэлектрических датчиков на входной части ракеты.

Проанализированы два режима функционирования системы:

1. Существует ограничение на передвижение излучателя в сторону цели.
2. Существует ограничение на передвижение запускателя ракет в сторону цели.

В первом режиме в качестве независимой величины принято расстояние запускателя ракет до цели.

Во втором режиме в качестве независимой величины принято расстояние излучателя до цели.

В первом режиме определена функциональная зависимость расстояния излучателя до цели от независимой переменной, когда функционал цели достигает минимума.

Во втором режиме определена функциональная зависимость расстояния запускателя ракет до цели от независимой переменной, при которой функционал цели достигает минимума.

Выявлены два режима, охарактеризованные в качестве экстремально нежелательных, которых следует избегать.

## **Заключение**

Проанализированы функциональные режимы полуактивных систем оптического наведения ракет на цель. Установлены два режима взаимосвязанных позиций запускателей оптического сигнала и ракет в сторону цели, в которых на входе пироэлектрических приемников ракет появляется суммарный сигнал минимальной величины. Дана рекомендация избегать на практике указанных режимов.

## **Список источников**

1. Обсонов Б.В., Очковский А.А. Системы наведения для управляемых авиационных бомб // Труды МАИ. 2011. № 48. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=27166>
2. Буренко Е.А. Математическая модель контура управления системы радиотеленаведения // Труды МАИ. 2023. № 132. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=176855>
3. Аминова Ф.Э. Исследование эффективности алгоритмов наведения и стабилизации системы управления ракетно-космического комплекса «Старт-1» // Труды МАИ. 2020. № 111. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=115168>

4. Кузнецов М.Н., Сыпало К.И. Самонаведение аэробаллистического высокоскоростного беспилотного летательного аппарата на термальном участке полета // Труды МАИ. 2011. № 48. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=27500>
5. Кузнецов М.Н., Сыпало К.И. Самонаведение аэробаллистического высокоскоростного беспилотного летательного аппарата на термальном участке полета\_с учётом неопределённости его аэродинамических характеристик и влияния неконтролируемых факторов // Труды МАИ. 2011. № 48. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=27498>
6. Акимов Е.В., Кузнецов М.Н. Вероятностные математические модели для оценки надежности беспроводных сенсорных сетей (ЕСС) // Труды МАИ. 2010. № 40. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=22873>
7. Толпегин О.А., Кашин В.М., Новиков В.Г. Математические модели систем наведения ракет. – СПб: Балтийский государственный технический университет, 2016. - 154 с.
8. Литвинова Д.В. Оценка эффективности системы управления ракеты класса «воздух – воздух» методами математического моделирования // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2020. Т. 18. № 4. С. 43–48. DOI: [10.18127/j20700814-202004-05](https://doi.org/10.18127/j20700814-202004-05)
9. Кристалинский В.Р., Константинов Г.В. О моделировании методов наведения зенитных управляемых ракет с помощью системы Wolfram Mathematica // Системы компьютерной математики и их приложения. 2020. № 21. С. 52–58.

10. Буренко Е.А. Моделирование контура управления для радиосистем самонаведения при наведении методом пропорциональной навигации // Международный научно-исследовательский журнал. 2021. № 5. С. 40-60.
11. Gelev S., Deskovski S., Gacovski Z. Simulation model for determining the launching zones for missile systems for air defence // 6th National Conference ETAI 2003 with International participation, 2003, Ohrid, pp. A63-A68. Society for ETAI, Skopje, MK.
12. Gelev S., Deskovski S., Gacovski Z. Simulation model for early warning for air defence missile // 7th National Conference ETAI 2005 with International participation, 2005, Ohrid, pp. A117-A122. Society for ETAI, Skopje, MK.
13. Pu X., Du Y., Dong Q. Design and analysis of optical system of semi-active laser seeker // 2020 international conference on applied physics and computing, 2020. DOI: [10.1088/1742-6596/1650/2/022059](https://doi.org/10.1088/1742-6596/1650/2/022059)
14. Hubbard K., Katulka G., Lyon D., Petrick D., Fresconi F. Low-cost semi-active laser seekers for US army applications, 2008. URL: <http://www.telemetry.org/>
15. Khaled T.A., Elkhatib M.M., El-sherif A.F. Design, simulation and implementation of intelligent high power laser tracking system // International Journal of Signal Processing Systems, 2016. DOI: [10.18178/IJSPS.4.4.328-333](https://doi.org/10.18178/IJSPS.4.4.328-333)
16. Zheng Y., Chen H., Zhou Z. Angle measurement of objects outside the linear field of view of a strapdown semi-active laser seeker // Sensors, 2018, vol. 18 (6), pp. 1673. DOI: [10.3390/s18061673](https://doi.org/10.3390/s18061673)
17. Cloutier J.R., Evers J.H., Feeley J.J. Assessment of Air-To-Air Missile Guidance and Control Technology // IEEE Control Systems Magazine, 1989, vol. 9, no. 6, pp. 27-34, DOI: [10.23919/ACC.1988.4789705](https://doi.org/10.23919/ACC.1988.4789705)

18. Ryoo C.K., Cho H.J., Tahk M.J. Time-to-go weighted optimal guidance with impact angle constraints // IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2006, vol. 14, no. 3, pp. 483–492. DOI: [10.1109/TCST.2006.872525](https://doi.org/10.1109/TCST.2006.872525)
19. White B.A., Tsourdos A. Modern missile guidance design: An overview // IFAC Automatic Control in Aerospace, 2001, vol. 34 (15), pp. 431-436. DOI: [10.1016/S1474-6670\(17\)40765-8](https://doi.org/10.1016/S1474-6670(17)40765-8)
20. Mika Maaspuro. Infrared occupancy detection technologies in building automation-a review // ARPN Journal of engineering and Applied Sciences, 2018, vol. 13, no. 19, pp. 8055-8068.

## References

1. Obsonov B.V., Ochkovskii A.A. *Trudy MAI*, 2011, no. 48. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=27166>
2. Burenko E.A. *Trudy MAI*, 2023, no. 132. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=176855>
3. Aminova F.E. *Trudy MAI*, 2020, no. 111. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=115168>
4. Kuznetsov M.N., Sypalo K.I. *Trudy MAI*, 2011, no. 48. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=27500>
5. Kuznetsov M.N., Sypalo K.I. *Trudy MAI*, 2011, no. 48. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=27498>
6. Akimov E.V., Kuznetsov M.N. *Trudy MAI*, 2010, no. 40. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=22873>

7. Tolpegin O.A., Kashin V.M., Novikov V.G. *Matematicheskie modeli sistem navedeniya raket* (Mathematical models of missile guidance systems), Saint Petersburg, Baltiiskii gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet, 2016, 154 p.
8. Litvinova D.V. *Informatsionno-izmeritel'nye i upravlyayushchie sistemy*, 2020, vol. 18, no. 4, pp. 43–48. DOI: [10.18127/j20700814-202004-05](https://doi.org/10.18127/j20700814-202004-05)
9. Kristalinskii V.R., Konstantinov G.V. *Sistemy komp'yuternoï matematiki i ikh prilozheniya*, 2020, no. 21, pp. 52–58.
10. Burenko E.A. *Mezhdunarodnyi nauchno-issledovatel'skii zhurnal*, 2021, no. 5, pp. 40-60.
11. Gelev S., Deskovski S., Gacovski Z. Simulation model for determining the launching zones for missile systems for air defence, *6th National Conference ETAI 2003 with International participation*, 2003, Ohrid, pp. A63-A68. Society for ETAI, Skopje, MK.
12. Gelev S., Deskovski S., Gacovski Z. Simulation model for early warning for air defence missile, *7th National Conference ETAI 2005 with International participation*, 2005, Ohrid, pp. A117-A122. Society for ETAI, Skopje, MK.
13. Pu X., Du Y., Dong Q. Design and analysis of optical system of semi-active laser seeker, *2020 international conference on applied physics and computing*, 2020. DOI: [10.1088/1742-6596/1650/2/022059](https://doi.org/10.1088/1742-6596/1650/2/022059)
14. Hubbard K., Katulka G., Lyon D., Petrick D., Fresconi F. Low-cost semi-active laser seekers for US army applications, 2008. URL: <http://www.telemetry.org/>
15. Khaled T.A., Elkhatib M.M., El-sherif A.F. Design, simulation and implementation of intelligent high power laser tracking system, *International Journal of Signal Processing Systems*, 2016. DOI: [10.18178/IJSPS.4.4.328-333](https://doi.org/10.18178/IJSPS.4.4.328-333)



16. Zheng Y., Chen H., Zhou Z. Angle measurement of objects outside the linear field of view of a strapdown semi-active laser seeker, *Sensors*, 2018, vol. 18 (6), pp. 1673. DOI: [10.3390/s18061673](https://doi.org/10.3390/s18061673)
17. Cloutier J.R., Evers J.H., Feeley J.J. Assessment of Air-To-Air Missile Guidance and Control Technology, *IEEE Control Systems Magazine*, 1989, vol. 9, no. 6, pp. 27-34, DOI: [10.23919/ACC.1988.4789705](https://doi.org/10.23919/ACC.1988.4789705)
18. Ryoo C.K., Cho H.J., Tahk M.J. Time-to-go weighted optimal guidance with impact angle constraints, *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2006, vol. 14, no. 3, pp. 483–492. DOI: [10.1109/TCST.2006.872525](https://doi.org/10.1109/TCST.2006.872525)
19. White B.A., Tsourdos A. Modern missile guidance design: An overview, *IFAC Automatic Control in Aerospace*, 2001, vol. 34 (15), pp. 431-436. DOI: [10.1016/S1474-6670\(17\)40765-8](https://doi.org/10.1016/S1474-6670(17)40765-8)
20. Mika Maaspuro. Infrared occupancy detection technologies in building automation-a review, *ARNP Journal of engineering and Applied Sciences*, 2018, vol. 13, no. 19, pp. 8055-8068.

Статья поступила в редакцию 12.05.2024

Одобрена после рецензирования 10.06.2024

Принята к публикации 27.06.2024

The article was submitted on 12.05.2024; approved after reviewing on 10.06.2024; accepted for publication on 27.06.2024