

КОНТРОЛЬ И ИСПЫТАНИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ИХ СИСТЕМ

УДК 623.681

СПЕКТРОЗОНАЛЬНЫЙ МЕТОД ОБНАРУЖЕНИЯ И ОПТИМАЛЬНОГО КОНТРОЛЯ НИЗКОЛЕТЯЩИХ РАКЕТ ПО ШЛЕЙФУ ТВЕРДОТОПЛИВНОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Абдулов Р.Н.^{1*}, Асадов Х.Г.^{2**}

¹ Научно-исследовательский институт Министерства оборонной промышленности Азербайджанской Республики,
ул. Рахиба Мамедова, 25, Баку, AZ1123, Азербайджанская Республика

² Научно-исследовательский институт Аэрокосмической информатики,
пр. Азадлыг, 159, Баку, AZ1106, Азербайджанская Республика

* e-mail: raufabdulov@yandex.ru

** e-mail: asadzade@rambler.ru

Разработан и теоретически обоснован метод спектронального обнаружения и контроля низколетящих ракет по шлейфу твердотопливного реактивного двигателя. На основе известных экспериментальных результатов исследования спектральной эмиссии шлейфа ракетных двигателей сформулированы спектрональные признаки для обнаружения запущенных низколетящих ракет. Для обнаружения и контроля реактивных низколетящих ракет сформулирован новый спектрональный признак, обладающий экстремальным свойством, пригодным для использования как на аксиальном, так и на радиальном направлении.

Ключевые слова: спекторрадиометр, твердое топливо, обнаружение, ультрафиолетовая радиация, двигатель, спектрональный метод.

К числу задач, возникающих при решении проблемы обнаружения и идентификации запуска ракет, безусловно, относится разработка различных автоматических устройств обнаружения полета запущенных ракет, оценка их направленности и дальнейшего контроля их полета. В настоящее время решение указанных задач осуществляется с помощью обычных и сканирующих спекторрадиометров, радаров, средствами GPS и других функционально аналогичных технических средств. Вместе с тем вопросы использования спектральных признаков

горения твердотельного топлива в реактивных двигателях и оптимального контроля полета ракет в указанных целях проработаны в недостаточной мере. В настоящей статье будут затронуты вопросы исследования возможностей применения спектральных признаков обнаружения шлейфа ракет для оценки параметров и оптимального контроля их полета. Вначале вкратце рассмотрим существующие технические методы и средства, позволяющие частично или полностью решить перечисленные задачи.

Как отмечается в [1], для исследования пространственного распределения инфракрасного излучения двигательной установки летательного аппарата должны быть применены вероятностные методы и рассчитаны индикатрисы излучения в поглощающую среду. Согласно [2], при этом должны быть учтены оценки влияния засветки от факела двигательной установки на дальность оптико-электронных систем, определяющих ориентацию летательных аппаратов.

Как отмечается в [3], в системах воспроизведения и визуального анализа достоверное и надежное обнаружение различных объектов может быть осуществлено путем построения и взаимосвязанной работы двух систем:

а) высококачественной системы, полностью решающей поставленную задачу, однако обладающий меньшим ресурсом для полноценного функционирования;

б) упрощенные вспомогательные системы, способные выявить наличие в исследуемой сцене объектов, представляющих интерес, и сформировать сигнал запуска высококачественной системы для проведения детального анализа. Очевидно, что при таком построении систем контроля сбережение ресурса функционирования основной системы достигается за счет заметного снижения быстродействия всего комплекса средств.

Согласно [4], отслеживание высокоскоростных снарядов после их обнаружения, оценки скорости и траектории движения может быть осуществлено с применением вращающегося зеркала вслед за летящим снарядом, передающего изображения снаряда на вход высокоскоростной камеры. Такое техническое решение позволяет избежать необходимости установки нескольких камер для отслеживания полета под широким углом наблюдения. В [5] рассмотрена возможность гиперспектрального анализа 2D-изображений с использованием 300 спектральных каналов. При этом предлагается предварительное преобразование входного 2D-формата в 1D-формат. Сообщается, что система может работать с частотой 30 Гц, т.е. обработать 30 гиперкубов в секунду при пространственном разложении изображения 44×40 пикселей. С точки зрения применения спектральных признаков исследуемых объектов такое построение системы безусловно перспективно, и следует проводить дальнейшие работы по увеличению пространственного разложения изображения.

Согласно [6], в настоящее время применение дифференциальных систем GPS позволяет достичь точности порядка 2 см в определении координат снарядов, что особенно важно для разработки си-

стем предупреждения запуска баллистических ракет.

В [7] сообщается о разработке адаптивной системы отслеживания летательных объектов в режиме реального времени. В зависимости от информативности полученных в системе данных осуществляется переключение от односенсорного слежения объекта к многосенсорному и наоборот. Указывается, что такой адаптивный режим работы системы позволяет отслеживать всю динамику полета контролируемого летательного объекта.

Согласно [8], первичное обнаружение низколетящих реактивных ракет на дальней дистанции от атакуемого объекта также может быть осуществлено радаром, однако дальнейшее сопровождение таких ракет в активных системах защиты осуществляется инфракрасными и ультрафиолетовыми камерами отслеживания. Это объясняется малым угловым разрешением обнаружения радаров ракет на низковысотных траекториях полета. Указанное обстоятельство показывает актуальность разработки более совершенных методов обнаружения и контроля ракет по низковысотному шлейфу горения твердотельного топлива ракет и динамики его изменения. Согласно [9], самолетные системы защиты от переносных зенитных установок работают в ультрафиолетовой зоне спектра и имеют ограниченную зону действия, не превышающую нескольких километров, так как излучение в области 250–290 нм сильно поглощается озоном. При этом интенсивность излучения существенно меняется в зависимости от угла между аксиальной осью ракеты и осью, проведенной от головной части ракеты до мишени α (рис. 1).

Как видно из графиков, приведенных на рис. 2, интенсивность УФ-излучения, измеряемая специ-

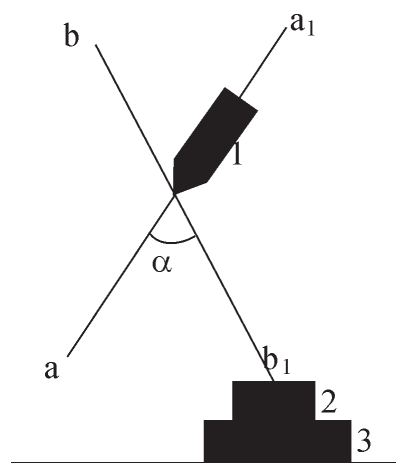


Рис. 1. Геометрическое пояснение образования угла α между осями aa_1 и bb_1 на пространстве (x,y) : 1 — ракета; 2 — УФ-камера, установленная на мишени; 3 — мишень

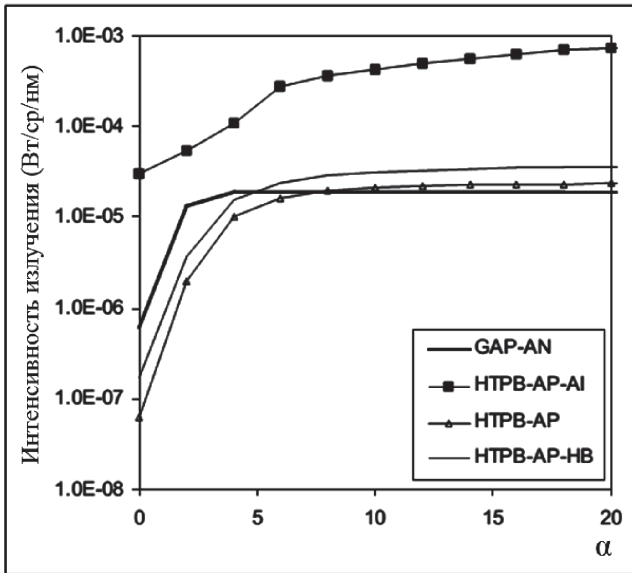


Рис. 2. Интенсивность УФ-излучения четырех типов твердотопливного двигателя при горении [7] на длине волны 280 нм

альной камерой, может служить информативным показателем для определения направленности ракеты на мишень.

Согласно [10], ультрафиолетовая радиация, исходящая от отходов горения при высоте полета на уровне моря, на близком расстоянии от сопла имеет два максимума (рис. 3).

Однако при высоте полета 87.000 фут второй максимум практически исчезает, а первый максимум уменьшается почти в 40 раз [10]. Это в основном объясняется достаточно сильным поглощением УФ-радиации атмосферным озоном. Кривая изменения интенсивности инфракрасной радиации

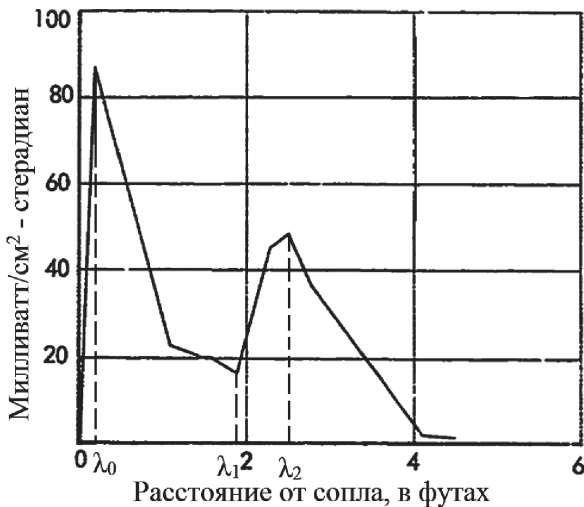


Рис. 3. Изменение интенсивности УФ-радиации твердотопливного двигателя на длине волны 0,26–0,39 мкм на уровне моря [8]

в зависимости от расстояния до сопла двигателя показана на рис. 4 [10].

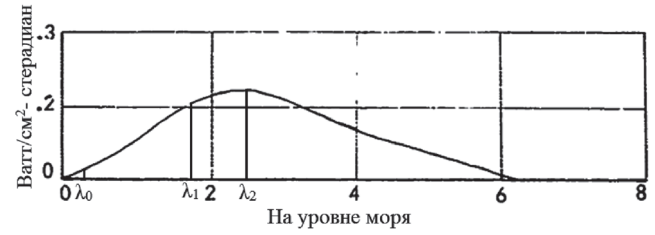


Рис. 4. Кривая изменения интенсивности суммарной ИК-радиации на интервале длин волн 1,2–5,5 мкм, на уровне моря в зависимости от расстояния до сопла двигателя в метрах

Совместный анализ графиков, показанных на рис. 3 и 4, позволяет сделать следующие выводы.

Все расстояние от сопла двигателя в направлении шлейфа можно разбить на четыре участка.

1. Интервал $0 - \lambda_0$. В этом интервале длиной приблизительно 0,2 фут происходит резкий рост интенсивности УФ-излучения и сравнительно медленный рост ИК-излучения.

2. Интервал $\lambda_0 - \lambda_1$. В этом интервале происходит резкий спад интенсивности УФ-излучения и сильный рост интенсивности ИК-излучения.

3. Интервал $\lambda_1 - \lambda_2$. При полете ракеты на низкой высоте в этом интервале происходит сильный рост интенсивности УФ-излучения и слабый рост ИК-излучения.

4. Интервал $\lambda_2 - 6$ мкм. В этом интервале наблюдается резкий спад интенсивности УФ-излучения и медленный спад интенсивности ИК-излучения.

Очевидно, что совместное использование двухдиапазонных сканирующих фотометров, работающих в спектральных интервалах 0,26–0,39 мкм (УФ) и 1,2–5,5 мкм (ИК) позволит использовать результаты измерений в качестве спектрально-зональных признаков для автоматического обнаружения и контроля траекторий полета низковысотных ракет.

Покажем, что спектрально-зональный признак, присутствующий на интервале $\lambda_0 - \lambda_1$, может быть трансформирован в предлагаемый экстремальный спектральный признак.

Обозначим интенсивности УФ- и ИК-излучения соответственно как $f_1(x)$ и $f_2(x)$, где x — расстояние до сопла двигателя.

Функции $f_1(x)$ и $f_2(x)$ могут быть представлены в виде суммы первых трех членов ряда Тейлора:

$$f_1(x) = f_1(x_0) + f_1'(x_0)(x - x_0) + \frac{f_1''(x_0)(x - x_0)^2}{2!}; \quad (1)$$

$$f_2(x) = f_2(x_0) + f_2'(x_0)(x - x_0) + \frac{f_2''(x_0)(x - x_0)^2}{2!}. \quad (2)$$

Сформулируем линейную скалярную свертку в виде

$$F = \alpha_1 f_1(x) + \alpha_2 f_2(x), \quad (3)$$

где F — предлагаемый экстремальный спектральный признак;

$$\alpha_1 + \alpha_2 = 1. \quad (4)$$

С учетом (1)–(3) имеем

$$F = \beta_1(x - x_0)^2 + \beta_2(x - x_0) + \beta_3, \quad (5)$$

где

$$\beta_1 = \frac{\alpha_1 f_1''(x_0)}{2!} + \frac{\alpha_2 f_2''(x_0)}{2!}; \quad (6)$$

$$\beta_2 = \alpha_1 f_1'(x_0) + \alpha_2 f_2'(x_0); \quad (7)$$

$$\beta_3 = \alpha_1 f_1(x_0) + \alpha_2 f_2(x_0). \quad (8)$$

Для исследования свойства экстремальности признака F получим

$$F'_{(x-x_0)} = \frac{dF}{d(x-x_0)} = 2\beta_1(x-x_0) + \beta_2. \quad (9)$$

Из выражения (9) ясно, что F достигает экстремума при

$$x_{\text{экс}} = x_0 - \frac{\beta_2}{2\beta_1}. \quad (10)$$

Для выяснения характера экстремума вычисляем

$$F'_{(x-x_0)} = 2\beta_1. \quad (11)$$

Таким образом, с учетом выражений (6) и (11) можно заключить, что при $\beta_1 < 0$ признак F достиг

а максимума в точке $x_{\text{экс}}$, а при $\beta_1 > 0$ достигает минимума. В плане практического применения вышеуказанных признаков следует отметить, что в принципе эти признаки информативны при сканировании шлейфа как в аксиальном, так и в радиальном направлении с учетом сильной зависимости измеренных значений интенсивности от угла α (см. рис. 2). Далее в настоящей статье будут проанализированы вопросы оптимизации идентификации в условиях нестабильной атмосферы и контроля полета нагретых летательных точечных объектов в пределах заданного геометрического промежутка между удаленным объектом и идентификатором.

Общая схема идентификации с помощью ИК-камеры низкоскоростного малоразмерного нагретого объекта показана на рис. 5. Задача иденти-

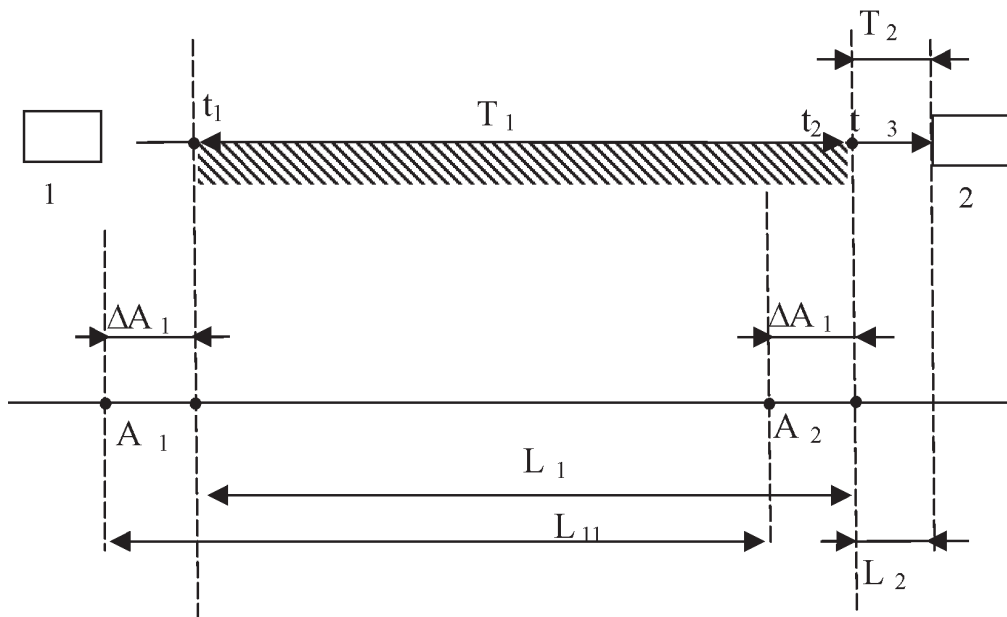


Рис. 5. Общая схема идентификации и контроля полета нагретого точечного летательного объекта с помощью ИК-камеры: 1 — точечный нагретый летательный объект; 2 — ИК обнаружитель; A_1 — предельная точка завершения обнаружения; A_2 — предельная точка завершения идентификации объекта

фикации объекта ставится следующим образом. Задается интервал $A_1 A_2$, где должны быть осуществлены определение траектории полета объекта и его распознавание. Точка A_1 является левой предельной точкой, где процесс идентификации должен быть завершен, и дальнейший полет объекта в направлении обнаружителя непозволителен.

Рассматривается случай нестабильной атмосферы, когда оптическая толщина в течение интервала $t_2 - t_1$ на исследуемой дистанции может как увеличиться, так и уменьшаться.

Очевидно, что с позиции обнаруживающей стороны целесообразно сместить точки A_1 и A_2 влево на равные шаги ΔA_1 , чтобы гарантированно обезопасить себя от летательного объекта, движущегося со скоростью $V_{об}$.

Рассмотрим базовые положения предлагаемой методики оптимизации.

Геометрический показатель L_1 определяется как

$$L_1 = V_{об} \cdot T_1 = V_{об} \cdot (t_2 - t_1). \quad (12)$$

Принимаем, что удельная оптическая толщина атмосферы в интервале $T_1 = t_2 - t_1$ изменяется равновероятным образом по следующим выражениям:

$$\tau(t) = \tau_{\max} - k \cdot t; \quad (13)$$

$$\tau(t) = \tau_{\min} + k \cdot t, \quad (14)$$

где

$$k = \text{const}; \quad t_1 \leq t \leq t_2. \quad (15)$$

При этом

$$\int_0^{T_1} \tau(t) dt = C_1, \quad (16)$$

где

$$C_1 = \text{const}. \quad (17)$$

Согласно закону Бугера—Бера, а также закону обратных квадратов расстояния от точечного источника до приемника [11] при нахождении объекта на интервале T_1 имеем

$$I_{\text{вх}}(t, A_1) = \frac{I_0 \cdot e^{-V_{об} t \cdot \tau(t)}}{V_{об} \cdot (T_1 - t)^2}, \quad (18)$$

где

$$T_1 = t_2 - t_1. \quad (19)$$

Среднее значение $I_{\text{вх}}$ на интервале $t_2 - t_1$ вычислим как

$$I_{\text{вх.ср}} = \frac{1}{T_1} \int_0^{T_1} \frac{I_0}{V_{об} \cdot (T_1 - t)^2} \cdot e^{-V_{об}(T_1 - t) \cdot \tau(t)} dt. \quad (20)$$

С учетом выражений (16) и (20) можем составить полный функционал безусловной вариационной оптимизации:

$$F = \int_0^{T_1} F_1(T_1, t_1, t_2, V_{об}, \tau(t)) dt = \frac{1}{T_1} \int_0^{T_1} \frac{I_0 \cdot e^{-V_{об}(T_1 - t) \cdot \tau(t)}}{V_{об} \cdot (T_1 - t)^2} dt + \lambda \int_0^{T_1} \tau(t) dt. \quad (21)$$

Смысл оптимизации заключается в нахождении такой функции $\tau(t)$, при которой F достигает экстремального значения. Согласно уравнению Эйлера оптимальная функция $\tau(t)_{\text{опт}}$ должна удовлетворять условию

$$\frac{dF_1(T_1, t_1, t_2, V_{об}, \tau(t))}{d\tau(t)} = - \frac{I_0 \cdot e^{-V_{об} t \cdot \tau(t)}}{T_1 \cdot [V_{об} \cdot (T_1 - t)]} + \lambda = 0. \quad (22)$$

Из выражения (22) получим

$$e^{-V_{об} t \cdot \tau(t)} = \frac{\lambda \cdot T_1 \cdot [V_{об} \cdot (T_1 - t)]}{I_0}. \quad (23)$$

Логарифмируя выражение (23), получаем

$$\tau(t) = \frac{1}{V_{об} \cdot (T_1 - t)} \ln \frac{I_0}{\lambda \cdot T_1 \cdot [V_{об} \cdot (T_1 - t)]}. \quad (24)$$

С учетом (24) и (16) имеем

$$\int_0^{T_1} \frac{1}{V_{об} \cdot (T_1 - t)} \ln \frac{I_0}{\lambda \cdot T_1 \cdot [V_{об} \cdot (T_1 - t)]} dt = C_1. \quad (25)$$

Выражение (25) позволяет вычислить множитель Лагранжа. Опустив подробности вычисления этой постоянной величины и обозначив ее λ_0 , выражение (24) запишем как

$$\tau(t) = \frac{1}{V_{об} \cdot (T_1 - t)} \ln \frac{I_0}{\lambda_0 \cdot T_1 \cdot [V_{об} \cdot (T_1 - t)]}. \quad (26)$$

Таким образом, при условии (26) функционал (21), обозначающий усредненный сигнал, получаемый от объекта, при нахождении его в интервале $t_2 - t_1$ достигает экстремального значения. Для проверки типа экстремума достаточно вычислить вторую производную интегранта в (21) и убедиться, что она всегда положительна.

Следовательно, функционал (21) при условии (26) достигает минимальной величины. Отсюда можно сделать логический вывод о том, что для увеличения средней величины функционала (21) применительно к дозвуковым летательным объектам, например к крылатым ракетам, необходимо обеспечить обратно пропорциональную зависимость между τ и t , т.е. модель (13) более пригодна для применения в рассматриваемых целях. При этом следует учесть, что минутный масштаб изменения оптической плотности атмосферы может быть хорошо проконтролирован и является следствием быстрого изменения метеобстановки из-за природных или антропогенных факторов. Некоторый прирост величины $I_{\text{вх.ср}}$, получаемый за счет проводимой оптимизации, можно интерпретировать как возможность некоторого смещения всего интервала T_1 влево, как это условно показано на рис. 5, на величину ΔA_1 .

Выводы

Оптимизация процесса обнаружения и контроля малоразмерных низкоскоростных нагретых объектов позволяет повысить безопасность всего цикла их обнаружения и идентификации в случае наличия благоприятных атмосферных условий.

Библиографический список

1. Николаенко В.С., Филиппов Г.С., Яценко Б.Ю. Проблемы снижения тепловой заметности двигателя летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 4. С. 109-114.
2. Старовойтов Е.И., Зубов Н.Е. Анализ возможностей бортовых оптико-электронных систем измерения параметров сближения космических объектов в решении задачи определения ориентации летательных аппаратов при старте в пределах малых углов // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 2. С. 114-128.
3. Bobrov S., Schechner Y.Y. Image-based prediction of imaging and vision performance // Journal of Optical Society of America. 2007. Vol. 24. No.7, pp. 1920-1929.
4. Zemin W., Teng W. Horizontal trajectory tracking system based on rotating mirror // International Journal on Smart sensing and intelligent systems. 2015. Vol. 8. No. 4, pp. 1977-1986.
5. Kriesel J., Scriven G., Gat N., Nagaraj Sh., Willson P., Swaminathan V. Snapshot hyperspectral fovea vision system // Algorithms and Technologies for Multispectral, Hyperspectral, and Ultraspectral Imagery XVIII. Baltimore. Maryland. USA. 2012, p. 83900T.
6. Thompson Th. Demonstration of a precision missile intercept measuring technique // Johns Hopkins APL Technical Digest. 1998. Vol. 19. No. 4, pp. 513-523.
7. Guo P., Ding Sh., Zhang H., Zhang X. A real-time optical tracking and measurement processing system for flying targets // The Scientific World Journal. 2014. Vol. 2014, 11 p., <http://dx.doi.org/10.1155/2014/976590>
8. Kim S., Sun S.G., Kim K.T. Analysis of Infrared Signature Variation and Robust Filter-Based Supersonic Target Detection // The Scientific World Journal. 2014. Vol. 2014, 17 p., <http://dx.doi.org/10.1155/2014/140930>
9. Neele F., Schleijer R. Electro-optical missile plume detection // Proceedings of SPIE. 2003. Vol. 5075, pp. 270-280.
10. Sutton J.W. Laboratory studies of rocket plume radiation at reduced pressure. Final report / Prepared for Geophysics Research Directorate Air Force Cambridge Research Laboratories. OFFICE of Aerospace Research. US Air Force, Bedford, Massachusetts. 1961, 93 p.
11. Мирошников М.М. Теоретические основы оптико-электронных приборов. — Л.: Машиностроение, 1983. — 696 с.

SPECTROZONAL METHOD FOR DETECTION AND OPTIMAL CONTROL OF LOW-ALTITUDE ROCKETS THROUGH THE EXHAUST PLUME OF A SOLID JET ENGINE

Abdulov R.N.^{1*}, Asadov H.G.^{2**}

¹ Research Institute of the Ministry of Defense Industry of Azerbaijan Republic, 25, Rahib Mammadov str., Baku, AZ1123, Republic of Azerbaijan

² Scientific and Research Institute of Aerospace Informatics, 159, Azadlig ave., Baku, AZ1106, Republic of Azerbaijan

* e-mail: raufabdulov@yandex.ru

** e-mail: asadzade@rambler.ru

Abstract

The problem of detection and control of rockets' launching and flying is topical from the viewpoint of

functioning safety of various ground and aerial objects of both military and general assignment. At present, significant attention is paid to identification and tracking

optimization of low-speed point objects' of various purposes. A method for spectrozonal detection and control of low-altitude rockets through the exhaust plume of a solid jet engine was developed and theoretically confirmed. The authors formulated new spectrozonal features for detection of launched low-altitude rockets, based on the well-known experimental results related to the study of spectral emission of rocket engines plume. To detect and control the low-altitude rockets a new spectrozonal feature, possessing experimental property useful for applying for on both axial and radial directions was formulated. The issues of identification optimization of low-speed low-altitude point objects under variable atmospheric conditions were also considered. The general mathematical problem of optimization of the entire cycle of optimization was formulated and solved. Its gist consists in achieving the maximum possible value of the averaged signal received from the object by the infrared identifier, through the accepted model of variation of atmosphere optical thickness. The article demonstrates that as applied to subsonic flying objects, such as cruise missiles, it is necessary to ensure direct proportion between atmosphere optical thickness and a certain time index. It should be considered herein that the minute scale of atmosphere optical density can be easily controlled, and it presents the result of rapid weather conditions changes due to natural or anthropogenic factors. A certain increase of the value of the functional, obtained by the performed optimization, can be interpreted as a possibility of a certain shift of the total time interval to the left. On this basis, the solution of the formulated optimization problem points to the possibility of realization of the much safe mode of an object detection and identification under revealed

Some increase of accepted target functional caused by carried out optimization can be interpreted as possibility for some shift of whole time interval to left. Solution of formulated optimization task indicates the possibility of for safe regime for detection and identification of object upon revealed advantageous atmospheric conditions.

Keywords: spectroradiometer, solid fuel, detection, ultraviolet radiation, engine, spectrozonal method.

References

1. Nikolaenko V.S., Filippov G.S., Yashchenko B.Yu. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2014, vol. 21, no. 4, pp. 109-114.
2. Starovoitov E.I., Zubov N.E. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2014, vol. 21, no. 2, pp. 114-128.
3. Bobrov S., Schechner Y.Y. Image-based prediction of imaging and vision performance. *Journal of Optical Society of America*, 2007, vol. 24, no.7, pp. 1920–1929.
4. Zemin W., Teng W. Horizontal trajectory tracking system based on rotating mirror. *International Journal on Smart sensing and intelligent systems*, 2015, vol. 8, no. 4, pp. 1977-1986.
5. Kriesel J., Scriven G., Gat N., Nagaraj Sh., Willson P., Swaminathan V. Snapshot hyperspectral fovea vision system. *Algorithms and Technologies for Multispectral, Hyperspectral, and Ultraspectral Imagery XVIII*. Baltimore, Maryland, USA, 2012, p. 83900T.
6. Thompson Th. Demonstration of a precision missile intercept measuring technique. *Johns Hopkins APL Technical Digest*, 1998, vol. 19, no. 4, pp. 513-523.
7. Guo P., Ding Sh., Zhang H., Zhang X. A real-time optical tracking and measurement processing system for flying targets. *The Scientific World Journal*, 2014, vol. 2014, 11 p., <http://dx.doi.org/10.1155/2014/976590>
8. Kim S., Sun S.G., Kim K.T. Analysis of Infrared Signature Variation and Robust Filter-Based Supersonic Target Detection. *The Scientific World Journal*, 2014, vol. 2014, 17 p., <http://dx.doi.org/10.1155/2014/140930>
9. Neele F., Schleißen R. Electro-optical missile plume detection. *Proceedings of SPIE*, 2003, vol. 5075, pp. 270–280.
10. Sutton J.W. *Laboratory studies of rocket plume radiation at reduced pressure. Final report*. Prepared for Geophysics Research Directorate Air Force Cambridge Research Laboratories. OFFICE of Aerospace Research. US Air Force, Bedford, Massachusetts. 1961, 93 p.
11. Miroshnikov M.M. *Teoreticheskie osnovy optiko–elektronnykh priborov* (Theoretical basics of optical-electronic devices), Leningrad, Mashinostroenie, 1983, 696 p.