



Сравнительный анализ пороговой чувствительности ИК-систем в различных спектральных диапазонах

И. В. Знаменский, Е. О. Зотьев, С. Ю. Юдин
АО «НПК «Системы прецизионного приборостроения»,
Москва, Россия

Представлен результат расчета пороговой освещенности оптоэлектронной системы (ОЭС) в различных ИК-поддиапазонах в интервале длин волн 0,9–5,3 мкм.

Разработана методика и выполнен расчет освещенности входного зрачка ОЭС от сигнала объекта контроля (ОК) цилиндрической формы, подсвеченного Солнцем, и за счет собственного излучения обшивки ОК. Разработана программа для энергетического расчета и представлен ее интерфейс.

Ключевые слова: обзор космического пространства, матричные ФПУ, коэффициент габаритной яркости, характеристики оптоэлектронных систем

Статья получена: 18.03.2021

Статья принята к публикации: 17.08.2021

Comparative Analysis of Threshold Sensitivity of Ir Systems in Different Spectral Range

I. V. Znamensky, E. O. Zot'ev, S. Yu. Yudin
Research and Production Corporation "Precision Systems and Instruments" (JSC NPK SPP)
Moscow, Russia

The result of calculating the threshold illumination of an optoelectronic system (OES) in various infrared sub-ranges in the range of 0.9–5.3 μm is presented. A technique has been developed and the illumination of the entrance pupil of the OES from the signal of the monitoring object (OM) of a cylindrical shape illuminated by the Sun and due to the intrinsic radiation of the OM surface is calculated. A program for energy calculation has been developed and its interface has been presented.

Keywords: Optoelectronic system, IR range, matrix photodetector, threshold illumination, accumulation time, signal-to-noise ratio, atmosphere, photon, overall brightness coefficient.

Received on: 18.03.2021

Accepted on: 17.08.2021

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время в оптоэлектронных системах (ОЭС) наземных комплексов обзора космического пространства и слежения за космическими объектами широко применяются системы, работающие в ИК-диапазоне. Эксплуатация в ИК-диапазоне связана с несколькими причинами:

- низкий уровень фона солнечной радиации;
- наличие окон прозрачности атмосферы;
- промышленная разработка матриц с большим числом элементов при уменьшении их

INTRODUCTION

At present, systems operating in the infrared range are widely used in optoelectronic systems (OES) for ground-based space surveillance and tracking space objects. Operation in the IR range is associated with several reasons:

- low background level of solar radiation;
- the presence of "windows" of transparency of the atmosphere;
- industrial development of matrices with a large number of elements while reducing their size,

размеров, малыми собственными шумами и высокой квантовой эффективностью.

Уменьшение шага и повышение формата является общей тенденцией практически для всех мировых разработчиков и производителей ИК-матриц. Снижение шага и повышение формата приводит к значительному росту дальности распознавания объектов [1].

Обзоры состояния и перспективы развития матричных фотоприемных устройств рассмотрены многими специалистами, например [2]. Для решения конкретных задач разработаны программы расчета ОЭС с матричным фотоприемником в ИК-диапазоне. Так, в работе [3] рассмотрен расчет пороговой чувствительности ОЭС в различных спектральных ИК-диапазонах и определена освещенность входного зрачка от космического объекта (КО) сферической формы.

В данной статье представлен алгоритм и программа расчета для определения пороговой освещенности ОЭС в спектральном диапазоне 0,9–5,3 мкм с уточнением поддиапазонов. Проведен расчет сигнала от КО цилиндрической формы (ракеты) при подсветке солнцем, и результаты представлены с использованием коэффициента габаритной яркости (КГЯ), график которого представлен. Выполнен сравнительный анализ пороговой чувствительности ИК-систем в различных спектральных диапазонах и различной температуре обшивки ракеты. В разработанной методике расчета ИК-систем используется подход, основанный на оценке скорости счета фотонов. Найдено оптимальное время наблюдения при заданном уровне фона и параметрах матрицы.

ВЫБОР СПЕКТРАЛЬНЫХ ДИАПАЗОНОВ

При приеме собственного излучения обшивки ракеты приемный спектр имеет вид спектра абсолютного черного тела (АЧТ) при температуре ракеты.

Для случая отсутствия факела ракеты при приеме излучения от ракеты, подсвеченной Солнцем, приемный спектр имеет спектр абсолютно черного тела при температуре $T=6000$ К [3]. Излучение Солнца отражается от обшивки ракеты и принимается приемным объективом системы.

Для оптимизации отношения с/ш, с учетом прозрачности атмосферы, были выбраны следующие поддиапазоны: 0,9–1,3 мкм; 1,4–1,8 мкм; 1,8–2,6 мкм; 0,9–2,6 мкм; 3,2–4,2 мкм; 4,4–5,2 мкм; 3,0–5,2 мкм. Эти ИК-поддиапазоны совпадают с окнами прозрачности атмосферы, что должно обеспечивать наибольшее отношение сигнал-шум.

low intrinsic noise and high quantum efficiency.

Decreasing the step and increasing the format is a common trend for almost all world developers and manufacturers of IR matrices. Reducing the step and increasing the format leads to a significant increase in the range of object recognition [1].

Reviews of the state and prospects for the development of matrix photodetectors have been considered by many specialists, for example [2]. To solve specific problems, programs for calculating an OES with a matrix photodetector in the IR range have been developed. Thus, in [3], the calculation of the threshold sensitivity of the OES in various spectral infrared ranges is considered and the illumination of the entrance pupil from a space object (SO) of a spherical shape is determined.

This article presents an algorithm and a calculation program for determining the threshold illumination of an OES in the spectral range of 0.9–5.3 μm with the refinement of the sub-ranges. The calculation of the signal from the SO of a cylindrical shape (rocket) under the illumination of the sun is carried out, and the results are presented using the dimension brightness coefficient (DBC), the graph of which is presented. A comparative analysis of the threshold sensitivity of IR systems in different spectral ranges and different temperatures of the rocket skin has been carried out. The developed method for calculating IR systems uses an approach based on the estimation of the photon count rate. The optimal observation time is found for a given background level and matrix parameters.

SELECTING THE SPECTRAL RANGE

When receiving the intrinsic radiation of the rocket skin, the receiving spectrum has the form of an absolute black body (ABB) spectrum at the rocket temperature.

For the case of the absence of a rocket torch when receiving radiation from a rocket illuminated by the Sun, the receiving spectrum has a spectrum of an absolutely black body at a temperature of $T=6000$ К [3]. Radiation from the Sun is reflected from the rocket skin and is received by the receiving lens of the system.

To optimize the S/N ratio, taking into account the transparency of the atmosphere, the following sub-ranges were selected: 0.9–1.3 μm ; 1.4–1.8 μm ; 1.8–2.6 μm ; 0.9–2.6 μm ; 3.2–4.2 μm ; 4.4–5.2 μm ; 3.0–5.2 μm . These IR sub-bands coincide with the transparency windows of the atmosphere, which should provide the highest signal-to-noise ratio.

На рис. 1 представлена зависимость спектрального коэффициента пропускания атмосферы от длины волны излучения в диапазоне 0,9–5,3 мкм при угле места 15°. График рассчитан и построен с помощью разработанной авторами программы.

При выборе спектрального диапазона нужно учитывать как окна прозрачности атмосферы, так и характеристики серийно выпускаемых матриц, содержащих встроенный интерференционный фильтр (ИФ). Матрица Falcon израильской фирмы SCD может работать в диапазоне 1,0–5,45 мкм, имеет встроенный заводской ИФ в диапазоне 3,6–4,9 мкм, охлажденный ИФ – не сменный, так как он установлен в герметичный корпус. Фирма Selex ES изготавливает аналогичную по характеристикам матрицу Eagle. При этом может быть выбран необходимый поддиапазон ИФ.

Также важно с целью максимизации отношения с/ш оценить уровень внешнего фона. На рис. 2 представлена зависимость спектральной яркости фона неба при угле места 15° в диапазоне 0,9–5,3 мкм. В расчетах среднего ИК-диапазона используем параметры матрицы Falcon, для ближнего ИК-диапазона используем те же параметры.

Исходные данные для расчета пороговой чувствительности в различных спектральных поддиапазонах отображаются на панели ввода исходных данных (см. приложение): диаметр объектива $D_1 = 250$ мм; фокусное расстояние $F_1 = 720$ мм; коэффициент передачи приемной оптики $K_{opt} = 0,7$; максимальное время накопления 20 мс; угол места $\beta = 15^\circ$; метеорологическая дальность видимости $S_m = 20$ км; относительная влажность воздуха $V = 80\%$; температура воздуха $T = 22$ °С. Результаты расчета ИК-системы в различных спектральных диапазонах представлены в табл. 1.

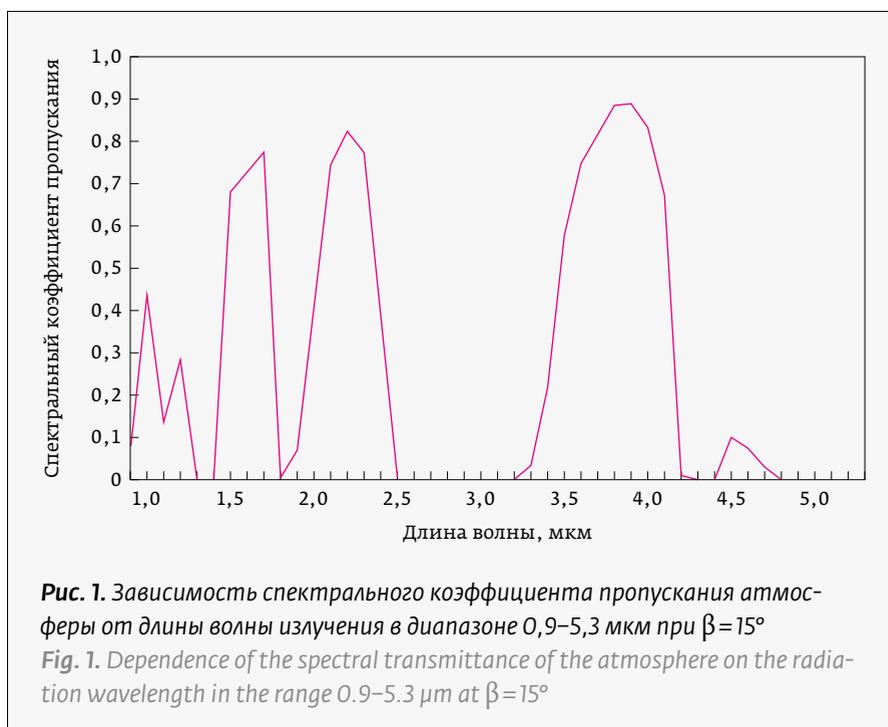


Рис. 1. Зависимость спектрального коэффициента пропускания атмосферы от длины волны излучения в диапазоне 0,9–5,3 мкм при $\beta = 15^\circ$

Fig. 1. Dependence of the spectral transmittance of the atmosphere on the radiation wavelength in the range 0.9–5.3 μm at $\beta = 15^\circ$

Fig. 1 shows the dependence of the spectral transmittance of the atmosphere on the radiation wavelength in the range 0.9–5.3 μm at an elevation angle of 15°. The graph is calculated and built using a program developed by the authors.

When choosing a spectral range, it is necessary to take into account both the transparency windows

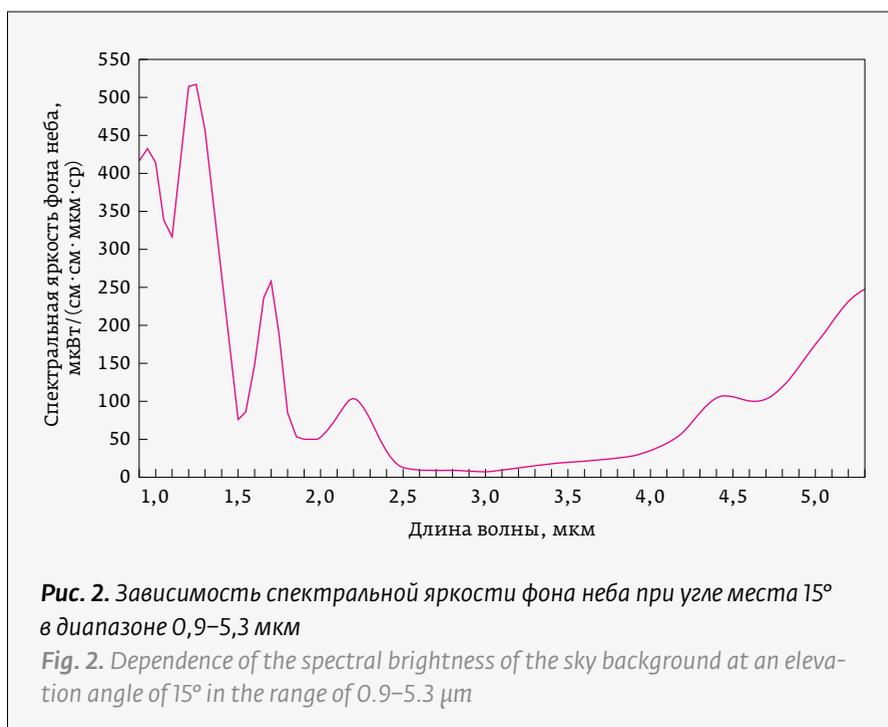


Рис. 2. Зависимость спектральной яркости фона неба при угле места 15° в диапазоне 0,9–5,3 мкм

Fig. 2. Dependence of the spectral brightness of the sky background at an elevation angle of 15° in the range of 0.9–5.3 μm

Таблица 1. Результаты расчета ИК-систем в различных спектральных диапазонах (для угла места $\beta = 15^\circ$)

Table 1. Results of calculating IR systems in different spectral ranges (for an elevation angle $\beta = 15^\circ$)

№ п / п Item No.	Спектральный диапазон λ , мкм Spectral range λ , μm	0,9–1,3	1,4–1,8	1,8–2,6	0,9–2,6	3,2–4,2	4,4–5,2	3,0–5,2
1	Освещенность, создаваемая фоном на пик, Вт / см ² Background illumination per pix, W / cm ²	$21,4465 \cdot 10^{-14}$	$8,49817 \cdot 10^{-14}$	$5,968 \cdot 10^{-14}$	$42,0181 \cdot 10^{-14}$	$6,45723 \cdot 10^{-14}$	$26,6232 \cdot 10^{-14}$	$38,5327 \cdot 10^{-14}$
2	Мощность фона на пик, Вт Background power per pix, W	$6,52655 \cdot 10^{-11}$	$2,54274 \cdot 10^{-11}$	$1,73381 \cdot 10^{-11}$	$12,207 \cdot 10^{-11}$	$1,72942 \cdot 10^{-11}$	$7,08093 \cdot 10^{-11}$	$10,2485 \cdot 10^{-11}$
3	Пороговая мощность на входном зрачке, Вт Threshold power at the entrance pupil, W	$8,15928 \cdot 10^{-14}$	$4,8229 \cdot 10^{-14}$	$3,55312 \cdot 10^{-14}$	$12,4021 \cdot 10^{-14}$	$2,65573 \cdot 10^{-14}$	$7,4348 \cdot 10^{-14}$	$10,5624 \cdot 10^{-14}$
4	Время накопления при пороговой мощности, мс Accumulation time at threshold power, ms	20	20	20	8,77188	20	5,82139	4,79551
5	Мощность сигнала на входном зрачке ($Q_p = 100$), Вт Signal strength at the entrance pupil ($Q_p = 100$), W	$8,17804 \cdot 10^{-13}$	$4,83602 \cdot 10^{-13}$	$3,56295 \cdot 10^{-13}$	$12,4179 \cdot 10^{-13}$	$2,66207 \cdot 10^{-13}$	$7,45095 \cdot 10^{-13}$	$10,5892 \cdot 10^{-13}$
6	Пороговое число ф-э Threshold number photoelectrons, ph-el	3919	3313	3259	3968	3776	3964	3963
7	Число ф-э фона, 10^6 ф-э The number of background photoelectrons, ph-el $\cdot 10^6$	5,05659	2,86552	2,68662	6,59922	4,50697	6,96803	7,09626
8	Мощность сигнала на пик ($Q_p = 100$), Вт Signal power per pixel ($Q_p = 100$), W	$5,06997 \cdot 10^{-13}$	$2,94778 \cdot 10^{-13}$	$2,10869 \cdot 10^{-13}$	$7,3494 \cdot 10^{-13}$	$1,45246 \cdot 10^{-13}$	$4,03713 \cdot 10^{-13}$	$5,73749 \cdot 10^{-13}$
9	Коэффициент пропускания атмосферы Atmospheric transmittance	0,24504	0,58461	0,39113	0,35306	0,57893	0,02914	0,26791
10	Пороговая освещенность на входном зрачке, Вт / см ² Threshold illumination at the entrance pupil, W / cm ²	$16,6219 \cdot 10^{-17}$	$9,82512 \cdot 10^{-17}$	$7,23835 \cdot 10^{-17}$	$25,2653 \cdot 10^{-17}$	$5,41021 \cdot 10^{-17}$	$15,146 \cdot 10^{-17}$	$21,5176 \cdot 10^{-17}$
11	Мин. освещен. сигналом на входном зрачке ($Q_p = 100$), Вт / см ² Min. illumination by the signal at the input pupil ($Q_p = 100$), W / cm ²	$16,6602 \cdot 10^{-16}$	$9,85186 \cdot 10^{-16}$	$7,25838 \cdot 10^{-16}$	$25,2975 \cdot 10^{-16}$	$5,42313 \cdot 10^{-16}$	$15,1789 \cdot 10^{-16}$	$21,5721 \cdot 10^{-16}$
12	Мин. освещен. сигналом вне атмосферы ($Q_p = 100$), Вт / см ² Min. illumination by the signal outside the atmosphere ($Q_p = 100$), W / cm ²	$6,79876 \cdot 10^{-15}$	$1,68517 \cdot 10^{-15}$	$1,85574 \cdot 10^{-15}$	$7,16518 \cdot 10^{-15}$	$0,93673 \cdot 10^{-15}$	$52,0784 \cdot 10^{-15}$	$8,0519 \cdot 10^{-15}$
13	Освещенность входного зрачка, отраженного от КО солнечного излучения, Вт / см ² Illumination of the entrance pupil by solar radiation reflected from SO, W / cm ²	$60,522 \cdot 10^{-16}$	$49,567 \cdot 10^{-16}$	$24,920 \cdot 10^{-16}$	$151,70 \cdot 10^{-16}$	$7,2243 \cdot 10^{-16}$	$0,1081 \cdot 10^{-16}$	$5,9096 \cdot 10^{-16}$
14	Отношение сигнал-шум по току при сигнале подсветки КО от Солнца The signal-to-noise ratio by the current at the illumination signal from the Sun	35,97	49,57	33,85	57,66	13,09	0,0716	2,75



Минимальная освещенность, создаваемая фоном на пиксел, соответствует ИК-поддиапазонам 1,8–2,6 и 3,2–4,2 мкм. Поэтому в этих диапазонах время накопления сигнала будет максимальным и равно 20 мс. Такая величина времени накопления обеспечивает частоту кадров 50 Гц.

При расчете ИК-систем были приняты три ограничения:

- число электронов накопления, ограниченное величиной емкости накопления пиксела, $1,1 \cdot 10^7$ электронов;
- максимальное время накопления, ограниченное длительностью кадра, 20 мс;
- минимальное время накопления, ограниченное параметрами матрицы, ~10 мкс.

Максимальное и минимальное время накопления ограничивают динамический диапазон входных сигналов. При выборе спектрального диапазона важное значение имеет уровень внешнего фона, при котором обеспечивается максимизация отношения сигнал/шум. Пороговая освещенность на входном зрачке минимальна в поддиапазонах 1,8–2,6 и 3,2–4,2 мкм. Несколько хуже ситуация с фоновым излучением оказывается в поддиапазоне 1,4–1,8 мкм. Полученные результаты не учитывают спектральное пропускание атмосферы.

Минимальная освещенность сигналом входного зрачка, пересчитанная вне атмосферы (см. табл. 1) при $Q_p=100$ в спектральном диапазоне 3,2–4,2 мкм, составляет $0,937 \cdot 10^{-15}$ Вт/см². В диапазонах 1,4–1,8 мкм составляет $1,685 \cdot 10^{-15}$ Вт/см² и в диапазоне 1,8–2,6 мкм составляет $1,856 \cdot 10^{-15}$ Вт/см². Здесь Q_p – отношение сигнал-шум по мощности.

Наименьшую чувствительность имеет спектральный диапазон 4,4–5,2 мкм, который в 66,8 раз хуже диапазона 3,2–4,2 мкм. Окончательный вывод о наилучшем спектральном диапазоне можно сделать, только зная спектральное распределение сигнала от цели.

Исходные данные для расчета сигнала от ракеты следующие: радиус ракеты $R_0=0,5$ м; длина ракеты $L_0=2$ м; дальность от поверхности Земли до ракеты рассчитывается для трех значений: $D_{E-r0}=360, 160, 50$ км при значениях температуры 300, 500 и 700 К, соответственно; коэффициент отражения ракеты $K_r=0,5$; угол между направлением на Солнце и нормалью к плоскости, ортогональной к продольной оси КО $\xi_1=30^\circ$; угол между направлением на приемник и перпендикуляром к плоскости, перпендикулярной продольной оси КО $\xi_2=30^\circ$; угол между направлением на Солнце от КО и направлением на приемник $\gamma=90^\circ$. Остальные параметры те же, что использовались для расчета пороговой чувствительности.

of the atmosphere and the characteristics of commercially available matrices containing a built-in interference filter (IF). The Falcon matrix by SCD (Israel) can operate in the range of 1.0–5.45 μm , has a built-in factory IF in the range of 3.6–4.9 μm . The cooled IF is not replaceable, since it is installed in a sealed case. Selex ES manufactures a similar Eagle matrix. In this case, the required IF sub-range can be selected.

It is also important to assess the level of the external background in order to maximize the SNR. In Fig. 2 shows the dependence of the spectral brightness of the sky background at an elevation angle of 15° in the range of 0.9–5.3 μm . In the calculations of the mid-IR range, we use the parameters of the Falcon matrix, for the near-IR range, we use the same parameters.

The initial data for calculating the threshold sensitivity in different spectral sub-ranges are displayed on the input panel for the initial data (see Appendix): lens diameter $D_l=250$ mm; focal length $F_l=720$ mm; transmission coefficient of receiving optics $K_{opt}=0,7$; maximum accumulation time 20 ms; elevation angle $\beta=15^\circ$; meteorological visibility range $S_m=20$ km; relative air humidity $V=80\%$; air temperature $T=22$ °C. The results of calculating the IR system in different spectral ranges are presented in Table 1.

The minimum illumination created by the background per pixel corresponds to the infrared sub-ranges of 1.8–2.6 and 3.2–4.2 μm . Therefore, in these ranges, the signal accumulation time will be maximum and equal to 20 ms. This accumulation time provides a frame rate of 50 Hz.

When calculating IR systems, three restrictions were taken:

- the number of accumulation electrons, limited by the value of the accumulation capacity of the pixel, $1,1 \cdot 10^7$ electrons;
- the maximum accumulation time, limited by the frame duration, 20 ms;
- the minimum accumulation time, limited by the matrix parameters, ~10 μs .

The maximum and minimum accumulation times limit the dynamic range of the input signals. When choosing a spectral range, the level of the external background is important, at which the signal-to-noise ratio is maximized. The threshold illumination at the entrance pupil is minimal in the sub-ranges of 1.8–2.6 and 3.2–4.2 μm . The situation with background radiation is somewhat worse in the 1.4–1.8 μm sub-range. The results obtained do not take into account the spectral transmission of the atmosphere.

СИГНАЛ ОТ КОСМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА В ВИДЕ РАКЕТЫ

Спектральный состав излучения ракеты состоит из трех составляющих:

1. собственное тепловое излучение корпуса ракеты;
2. тепловое излучение факела ракеты;
3. отраженное от ракеты излучение Солнца.

1. Собственное тепловое излучение корпуса ракеты

Собственное тепловое излучение ракеты, имеющее температуру T , рассчитывается для АЧТ в заданном спектральном диапазоне по формуле [4]:

$$R(T) = \varepsilon \cdot \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} [C_1 / \lambda^5] \cdot [1 / \{(\exp(C_2 / \lambda T) - 1)\}] d\lambda, \text{ Вт} \cdot \text{см}^{-2},$$

где $C_1 = 3,7415 \cdot 10^4$ [Вт · см⁻² · мкм⁴];

$C_2 = 1,43879 \cdot 10^4$ [мкм · К];

T – температура АЧТ;

K, λ – длина волны, мкм;

λ_1, λ_2 – границы спектрального диапазона [мкм];

ε – коэффициент излучения, принимаем $\varepsilon = 0,5$.

Зависимость высоты ракеты H_{ro} над поверхностью Земли от дальности D_{ro} до нее при постоянном угле места β находим в виде [5]:

$$H_{ro} = R_E \left[\sqrt{1 + \left(\frac{D_{ro}}{R_E} \right)^2 + \frac{2D_{ro} \sin \beta}{R_E}} - 1 \right],$$

где R_E – радиус Земли 6371 км.

При угле места $\beta = 15^\circ$ и дальности $D_{ro} = 360$ км, высота ракеты над поверхностью Земли равна $H_{ro} = 102,5$; при дальности 120 км – $H_{ro} = 43,27$ км и при дальности 50 км – $H_{ro} = 13,12$ км.

Для ракеты, расположенной на высоте $H_{ro} = 102,5$ км от Земли, ее температура равна 300 К. Когда ракета входит в более плотные слои атмосферы (<70 км), ее температура растет. При $H_{ro} = 43,27$ км принимаем температуру $T = 500$ К, а при $H_{ro} = 13,12$ км принимаем температуру $T = 700$ К. Эти данные используем в дальнейших расчетах.

На высотах 50–55 км и ниже возникает свечение (плазмообразование), и величина сигнала резко возрастает.

В табл. 2 представлен расчет энергетической светимости АЧТ с коэффициентом излучения 0,5 для трех температур: 300, 500 и 700 К. Расчет освещенности входного зрачка объектива и отношение с/ш

The minimum illumination by the entrance pupil signal, recalculated outside the atmosphere (see Table 1) at $Q_p = 100$ in the spectral range of 3.2–4.2 μm , is $0.937 \cdot 10^{-15}$ W/cm². In the ranges 1.4–1.8 μm it is $1.685 \cdot 10^{-15}$ W/cm² and in the range 1.8–2.6 μm it is $1.856 \cdot 10^{-15}$ W/cm². Here Q_p is the signal-to-noise power ratio.

The lowest sensitivity has a spectral range of 4.4–5.2 μm , which is 66.8 times worse than the range 3.2–4.2 μm . The final conclusion about the best spectral range can be made only by knowing the spectral distribution of the signal from the target.

The initial data for calculating the signal from the rocket are as follows: rocket radius $R_{ro} = 0.5$ m; rocket length $L_{ro} = 2$ m; the distance from the Earth's surface to the rocket is calculated for 3 values: $D_{E-ro} = 360, 160, 50$ km at three temperatures of 300, 500 and 700 K, respectively; the reflection coefficient of the rocket is $K_r = 0.5$; the angle between the direction to the Sun and the normal to the plane orthogonal to the longitudinal axis of the SO $\xi_1 = 30^\circ$; the angle between the direction to the receiver and the perpendicular to the plane perpendicular to the longitudinal axis of the SO $\xi_2 = 30^\circ$; the angle between the direction to the Sun from the SO and the direction to the receiver $\gamma = 90^\circ$. The rest of the parameters are the same as those used to calculate the threshold sensitivity.

SIGNAL FROM A SPACE OBJECT IN THE FORM OF A ROCKET

The spectral composition of the rocket radiation consists of three components:

1. intrinsic thermal radiation of the rocket body,
2. thermal radiation of the rocket torch,
3. solar radiation reflected from the rocket.

1. Intrinsic thermal radiation of the rocket body

The intrinsic thermal radiation of the rocket, which has a temperature T , is calculated for the blackbody in a given spectral range by the formula [4]:

$$R(T) = \varepsilon \cdot \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} [C_1 / \lambda^5] \cdot [1 / \{(\exp(C_2 / \lambda T) - 1)\}] d\lambda, \text{ Вт} \cdot \text{см}^{-2},$$

where $C_1 = 3.7415 \cdot 10^4$ [W · cm⁻² · μm^4];

$C_2 = 1.43879 \cdot 10^4$ $\mu\text{m} \cdot \text{K}$;

T is the blackbody temperature;

K, λ is the wavelength, μm ;

λ_1, λ_2 are the boundaries of the spectral range [μm];

ε is the emissivity, we take $\varepsilon = 0.5$.

по току при соответствующих дальностях 360, 120 и 50 км также представлены в табл. 2.

Выбираем траекторию полета такой, что при уменьшении дальности до ракеты происходит уменьшение высоты полета и повышение температуры обшивки ракеты.

Анализ данных табл. 2 показал следующее. При $T=300$ К в ближнем ИК-диапазоне 0,9–1,3; 1,4–1,8; 1,8–2,6; 0,9–2,6 отношение $c/\lambda \ll 1$. В среднем ИК-диапазоне 3,2–4,2 и 3,0–5,2 отношение $c/\lambda < 7$ и, следовательно, потребуется накопление кадров, а в поддиапазоне 4,4–5,2 $c/\lambda < 1$.

При $T=500$ К в ближнем ИК-поддиапазоне 0,9–1,3 отношение $c/\lambda \ll 1$, а в поддиапазоне 1,4–1,8 отношение $c/\lambda < 7$ и, следовательно, потребуется накопление кадров. В поддиапазонах 1,8–2,6 и 0,9–2,6 отношение $c/\lambda \gg 1$. В среднем ИК-диапазоне отношение c/λ во всех поддиапазонах $\gg 1$.

При $T=700$ К во всех поддиапазонах отношение $c/\lambda \gg 1$.

В соответствии с законом смещения Вина [3], спектральная яркость излучения черного тела на единицу длины волны достигает пика на длине волны $\lambda_{\max} = 2898/T$. Соответственно максимум

The dependence of the height of the rocket H_{ro} above the Earth's surface on the distance D_{ro} to it at a constant elevation angle β is found in the form [5]:

$$H_{ro} = R_E \left[\sqrt{1 + \left(\frac{D_{ro}}{R_E} \right)^2 + \frac{2D_{ro} \sin \beta}{R_E}} - 1 \right],$$

where R_E is the Earth's radius of 6371 km.

At an elevation angle $\beta=15^\circ$ and a range of $D_{ro}=360$ km, the height of the rocket above the Earth's surface is equal to $H_{ro}=102.5$; at a range of 120 km - $H_{ro}=43.27$ km and at a range of 50 km - $H_{ro}=13.12$ km.

For a rocket located at an altitude of $H_{ro}=102.5$ km from the Earth, its temperature is 300 K. When the rocket enters the denser layers of the atmosphere (<70 km), its temperature rises. At $H_{ro}=43.27$ km, we take the temperature $T=500$ K, and at $H_{ro}=13.12$ km, we take the temperature $T=700$ K. These data will be used in further calculations.

At heights of 50–55 km and below, a glow (plasma formation) appears, and the signal increases sharply.

Таблица 2. Собственное излучение обшивки ракеты для различных спектральных диапазонов при $T=300, 500$ и 700 К

Table 2. Intrinsic radiation of the rocket skin for different spectral ranges at $T=300, 500$ and 700 K

$\lambda_1-\lambda_2$, мкм $\lambda_1-\lambda_2$, μm	0,9–1,3	1,4–1,8	1,8–2,6	0,9–2,6	3,2–4,2	4,4–5,2	3,0–5,2
$R(T=300)$, Вт/см ² $R(T=300)$, W/cm ²	$1,833 \cdot 10^{-14}$	$2,01 \cdot 10^{-10}$	$2,5539 \cdot 10^{-07}$	$2,556 \cdot 10^{-07}$	$7,1394 \cdot 10^{-5}$	$2,72 \cdot 10^{-4}$	$3,8245 \cdot 10^{-4}$
E_{in} , Вт/см ² при $D=360$ км E_{in} , W/cm ² with $D=360$ km	$1,91089 \cdot 10^{-26}$	$4,99869 \cdot 10^{-22}$	$4,24948 \cdot 10^{-19}$	$3,83935 \cdot 10^{-19}$	$1,75833 \cdot 10^{-16}$	$3,37252 \cdot 10^{-17}$	$4,35892 \cdot 10^{-16}$
Q_i , при $D=360$ км Q_i , with $D=360$ km	$1,148 \cdot 10^{-10}$	$5,072 \cdot 10^{-6}$	$5,831 \cdot 10^{-3}$	$1,504 \cdot 10^{-3}$	3,1949	0,2233	2,029
$R(T=500)$, Вт/см ² $R(T=500)$, W/cm ²	$8,2786 \cdot 10^{-8}$	$1,5092 \cdot 10^{-5}$	$7,4931 \cdot 10^{-4}$	$7,6473 \cdot 10^{-4}$	$1,1221 \cdot 10^{-2}$	$1,4569 \cdot 10^{-2}$	$3,0168 \cdot 10^{-2}$
E_{in} , Вт/см ² при $D=160$ км E_{in} , W/cm ² with $D=160$ km	$4,369 \cdot 10^{-19}$	$1,9001 \cdot 10^{-16}$	$6,3119 \cdot 10^{-15}$	$5,8148 \cdot 10^{-15}$	$1,3991 \cdot 10^{-13}$	$9,1453 \cdot 10^{-5}$	$1,7406 \cdot 10^{-13}$
Q_i , при $D=D=160$ км Q_i , with $D=D=160$ km	$2,625 \cdot 10^{-3}$	1,927	84,41	22,51	1117,68	58,73	572,56
$R(T=700)$, Вт/см ² $R(T=700)$, W/cm ²	$6,828 \cdot 10^{-5}$	$2,078 \cdot 10^{-3}$	$2,6159 \cdot 10^{-2}$	$2,841 \cdot 10^{-2}$	0,10293	$8,19825 \cdot 10^{-2}$	0,22371
E_{in} , Вт/см ² при $D=50$ км E_{in} , W/cm ² with $D=50$ km	$3,86726 \cdot 10^{-15}$	$2,74625 \cdot 10^{-13}$	$2,29122 \cdot 10^{-12}$	$2,26142 \cdot 10^{-12}$	$1,32301 \cdot 10^{-11}$	$5,32701 \cdot 10^{-13}$	$1,33056 \cdot 10^{-11}$
Q_i , при $D=50$ км Q_i , with $D=50$ km	23,83	1217,31	1853,88	1600,35	1932,44	1239,65	1887,82

Таблица 3. Собственное излучение ракеты для различных спектральных диапазонов при $T=2000$ и 2500 К
Table 3. Intrinsic radiation of the rocket for different spectral ranges at $T=2000$ and 2500 K

$\lambda_1-\lambda_2$, мкм $\lambda_1-\lambda_2$, μm	0,9–1,3	1,4–1,8	1,8–2,6	0,9–2,6	3,2–4,2	4,4–5,2	3,0–5,2
$R(T=2000)$, Вт/см ² $R(T=2000)$, W/cm ²	6,5214	7,9698	11,5368	28,0587	4,6245	1,7122	8,3501
$R(T=2500)$, Вт/см ² $R(T=2500)$, W/cm ²	24,2329	20,0872	23,4784	73,7522	7,4656	2,5744	13,3692

яркости излучения при выбранных температурах возникает на соответствующих длинах волн:

- при $T=300$ К на $\lambda=9,66$ мкм, что соответствует дальнему ИК-диапазону;
- при $T=500$ К на $\lambda=5,796$ мкм, что соответствует среднему ИК-диапазону;
- при $T=700$ К на $\lambda=4,14$ мкм, что соответствует среднему ИК-диапазону.

Следовательно, с точки зрения оптимизации приема сигнала от ОК с температурой 300 и 500 К используемые поддиапазоны не являются оптимальными. При высоких скоростях ОК более 5 МАХ и снижении высоты полета температура обшивки ракеты достигает 2000–2500 К [4].

В табл. 3 представлен расчет энергетической светимости АЧТ с коэффициентом излучения 0,5 для температуры обшивки ракеты 2000 и 2500 К. Из закона смещения Вина следует, что максимум яркости излучения возникает: при $T=2000$ К на $\lambda=1,449$ мкм, что соответствует ближнему ИК-диапазону; при $T=2500$ К на $\lambda=1,1592$ мкм, что соответствует также ближнему ИК-диапазону. Величина светимости ОК, представленная в табл. 3, будет достаточна для уверенного приема сигнала. Анализируя данные табл. 3, обнаруживаем, что максимальная светимость лежит в поддиапазоне 0,9–2,6 мкм с наибольшей спектральной полосой 1,7 мкм.

2. Излучение факела ракеты

В результате процесса горения образуются углекислый газ и пары воды. Поэтому сведения об их спектрах представляют интерес применительно к оценке излучения факелов ракет и турбореактивных двигателей самолетов.

На рис. 3 показан спектр пламени бунзеновской горелки [4]. Сильная полоса излучения наблюдается на длине волны 4,4 мкм, а более слабая и более широкая полоса – на 2,7 мкм. Полоса 2,7 мкм образуется в результате наложения нескольких полос водяного пара и углекислоты, а полоса 4,4 мкм является полосой углекислого газа. В пламени

Table 2 shows the calculation of the energy luminosity of an absolute blackbody with an emissivity of 0.5 for three temperatures: 300, 500, and 700 K. The calculation of the illumination of the entrance pupil of the objective and the S/N ratio by current at the corresponding distances of 360, 120, and 50 km are also presented in Table 2.

We choose a flight trajectory such that when the range to the rocket decreases, the flight altitude decreases and the temperature of the rocket skin rises.

Analysis of data from Table 2 showed the following. At $T=300$ K in the near infrared range 0.9–1.3; 1.4–1.8; 1.8–2.6; 0.9–2.6 S/N ratio $\ll 1$. In the mid-IR range 3.2–4.2 and 3.0–5.2, S/N ratio < 7 and, therefore, the accumulation of frames will be required, and in the sub-range 4.4–5.2, S/N < 1 .

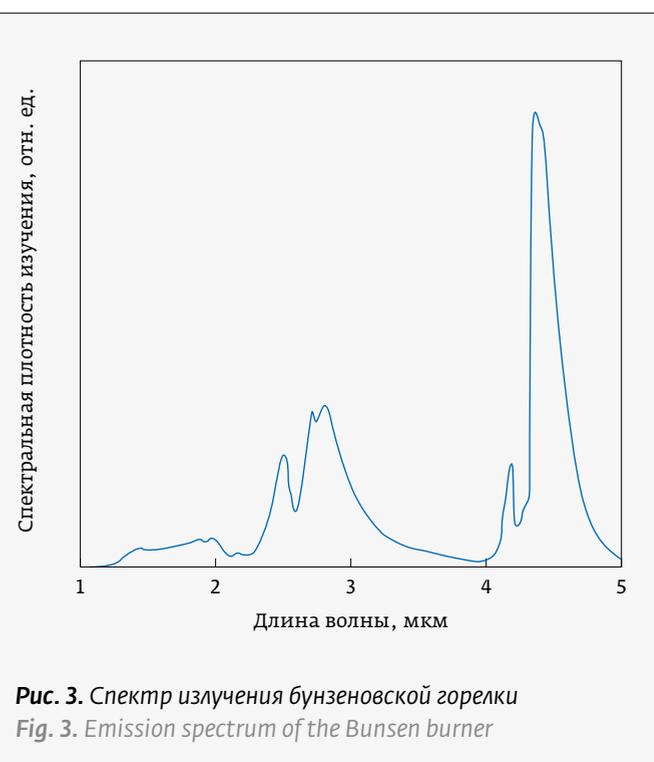


Рис. 3. Спектр излучения бунзеновской горелки
Fig. 3. Emission spectrum of the Bunsen burner

полоса излучения шире, чем соответствующая полоса поглощения, причем полоса излучения сдвинута в сторону более длинных волн. Спектры различных типов пламени очень похожи. Для всех характерна сильная полоса излучения в пределах 4–5 мкм и более слабая полоса при $\lambda < 3$ мкм. Важно отметить, что спектральная яркость эмиссионной полосы не может превосходить спектральную яркость абсолютно черного тела при той же длине волны и температуре.

Аналогичен спектру излучения бунзеновской горелки спектр факела ракеты на высоте 40 км от поверхности Земли (рис. 4). В спектре имеются 3 максимума (в нормированном виде): 1) на длине волны 2,6 мкм – амплитуда 0,59; 2) на длине волны 4,25 мкм – амплитуда 0,74; 3) на длине волны 4,6 мкм – амплитуда 0,93. Спектр излучения факела расположен в диапазоне 1,0–6,1 мкм.

Таким образом, за счет вариации температуры и давления внутри пламени спектр излучения различных ракет несколько видоизменяется, но незначительно. При этом спектральные участки атмосферы 4,2–4,4 мкм и 2,6–3,2 мкм являются областями сильного поглощения излучения за счет водяного пара и углекислого газа. К сожалению, из-за отсутствия абсолютных значений интенсивности спектра факела ракеты провести оценку уровня сигнала на входном зрачке приемного объектива затруднено.

Основные математические соотношения для определения пороговой освещенности на входном зрачке прибора

Существенной особенностью предлагаемого энергетического расчета является нахождение допустимого времени накопления, а затем находим соответствующую скорость счета сигнальных фотонов при заданном отношении c/ψ .

Скорость счета фотонов n_b [c^{-1}] на элементе матрицы, связанная с излучением атмосферы в спектральном диапазоне $\Delta\lambda$, имеет вид [6]:

$$n_b = L_\lambda \Delta\lambda (a/F_1)^2 T_{opt} S_l / E_q,$$

где L_λ – спектральная яркость дневного неба [$Вт \cdot см^{-2} \cdot мкм^{-1} \cdot ср^{-1}$];

$\Delta\lambda = \lambda_2 - \lambda_1$ – это полоса спектрального диапазона [мкм];

λ_1, λ_2 – границы спектрального диапазона;

a – размер пиксела элемента матрицы (сторона квадрата) [см];

F_1 – фокусное расстояние приемного объектива [см];

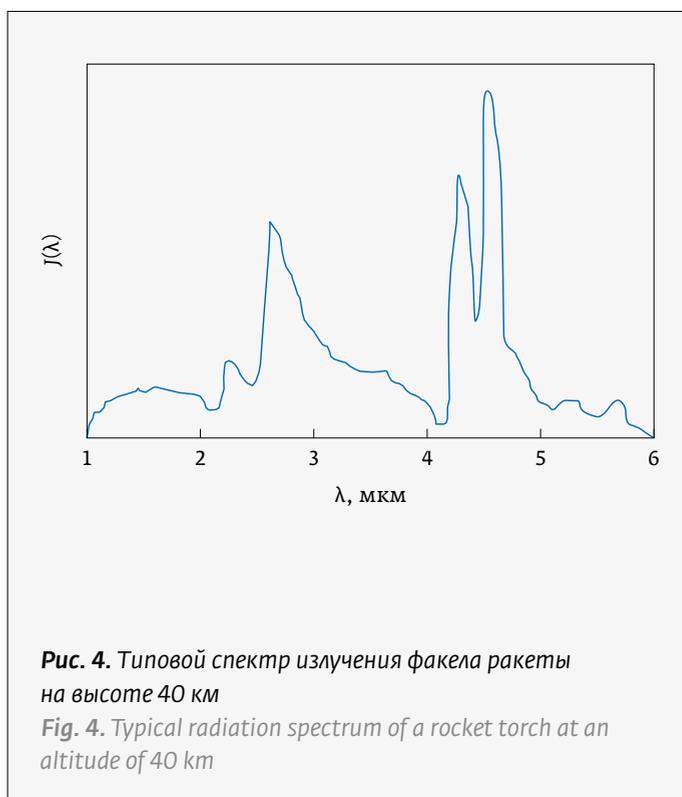


Рис. 4. Типовой спектр излучения факела ракеты на высоте 40 км

Fig. 4. Typical radiation spectrum of a rocket torch at an altitude of 40 km

At $T = 500$ K, in the near-IR sub-range of 0.9–1.3, the S/N ratio is < 1 , and in the 1.4–1.8 sub-range, the S/N ratio is < 7 and, therefore, the accumulation of frames will be required. In the sub-ranges 1.8–2.6 and 0.9–2.6, the S/N ratio is $\gg 1$. In the mid-IR range, the S/N ratio in all sub-ranges is $\gg 1$.

At $T = 700$ K in all sub-bands, the S/N ratio $\gg 1$.

In accordance with Wien's displacement law [3], the spectral brightness of blackbody radiation per unit wavelength reaches a peak at the wavelength $\lambda_{max} = 22898/T$. Therefore, the maximum brightness of radiation at the selected temperatures occurs at the corresponding wavelengths:

- at $T = 300$ K at $\lambda = 9.66$ μm , which corresponds to the far IR range;
- at $T = 500$ K at $\lambda = 5.796$ μm , which corresponds to the mid-IR range;
- at $T = 700$ K at $\lambda = 4.14$ μm , which corresponds to the mid-IR range.

Consequently, from the point of view of optimizing the reception of a signal from the OC with a temperature of 300 and 500 K, the used sub-bands are not optimal. At high velocities of more than 5 MAX and a decrease in flight altitude, the temperature of the rocket skin reaches 2000–2500 K [4].

Table 3 shows the calculation of the energy luminosity of a blackbody with an emissivity of 0.5 for a rocket skin temperature of 2000 and 2500 K. It fol-



$T_{opt} = T_l \cdot T_{IF}$ – коэффициент пропускания приемной оптики;

T_l и T_{IF} – коэффициенты пропускания объектива и интерференционного фильтра, соответственно;

$S_l = \pi(D_l/2)^2$ – площадь приемного объектива диаметром D_l [см];

$E_q = h \cdot c / \lambda_0 \cdot 10^{-6}$ – энергия кванта [Дж];

$h = 6,6256 \cdot 10^{-34}$ [Дж·с] – постоянная Планка;

$c = 3 \cdot 10^8$ м/с – скорость света;

λ_0 – средняя длина волны [мкм], $\lambda_0 = (\lambda_1 + \lambda_2) / 2$.

В [6] представлены графики зависимости L_λ для дискретных углов места: 0; 7,2; 30 град. Графики были оцифрованы, и выполнена сплайн-аппроксимация [7] для любого значения угла. При углах больше 30° уровень фона атмосферы уменьшается. Поэтому в расчетах при углах места больше 30° значение уровня фона берется равным его значению при 30°.

Если ИК-объектив специально не охлаждается, то он является источником фона, и его можно рассматривать как абсолютно черное тело (АЧТ) с температурой T . При этом будем считать, что полевая диафрагма установлена в охлаждаемом матричном приемнике.

Закон излучения АЧТ для плотности испускания фотонов $F(\lambda)$ [с⁻¹·см⁻²·мкм⁻¹·ср⁻¹] имеет вид [4]:

$$F(\lambda) = (C_3 / \lambda^4) / [\exp(C_2 / \lambda T) - 1].$$

Здесь $C_3 = 1,88365 \cdot 10^{23}$ [с⁻¹·см⁻²·мкм³];

$C_2 = 1,43879 \cdot 10^4$ [мкм·К];

T – температура АЧТ [К].

Скорость счета фотонов от объектива n_l [с⁻¹] в заданном спектральном диапазоне [8]:

$$n_l = S_{pix} K_{ra} (D_l / 2F_l)^2 \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} F(\lambda) d\lambda,$$

где $S_{pix} = a^2$ – площадь пиксела [см²]; K_{ra} – коэффициент излучения объектива, $K_{ra} = 1 - T_l$.

Максимальное время наблюдения τ_{ac} , измеряемое в секундах, ограничено емкостью накопления пиксела C_e [3]:

$$\tau_{ac} \leq (C_e K_z - N_{re}) / [\eta(n_b + n_l + n_s) + n_d], \quad (1)$$

где K_z – коэффициент запаса, $K_z = 0,7 \div 0,8$; N_{re} – число электронов шума считывания; η – квантовая эффективность матрицы; n_s – скорость счета сигнальных фотонов на элементе матрицы; n_d – скорость счета темновых электронов, $n_d = i_d / e$; i_d – темновой ток матрицы; e – заряд электрона, $e = 1,6 \cdot 10^{-19}$ Кл.

follows from Wien's displacement law that the maximum radiation brightness occurs: at $T = 2000$ K at $\lambda = 1.449$ μm , which corresponds to the near infrared range; at $T = 2500$ K at $\lambda = 1.1592$ μm , which also corresponds to the near-IR range. The magnitude of the luminosity of the OC, presented in Table 3, will be sufficient for reliable signal reception. Analyzing the data in Table 3, we find that the maximum luminosity lies in the sub-range of 0.9–2.6 μm with the largest spectral band of 1.7 μm .

2. Rocket torch radiation

The combustion process produces carbon dioxide and water vapor. Therefore, information on their spectra is of interest in relation to the assessment of the radiation from rocket torches and aircraft turbojet engines.

Fig. 3 shows the spectrum of the flame of a Bunsen burner [4]. A strong emission band is observed at a wavelength of 4.4 μm , and a weaker and broader band at 2.7 μm . The 2.7 μm band is formed by the superposition of several bands of water vapor and carbon dioxide, and the 4.4 μm band is a carbon dioxide band. In a flame, the emission band is wider than the corresponding absorption band, and the emission band is shifted towards longer wavelengths. The spectra of different types of flame are very similar. All are characterized by a strong emission band in the range of 4–5 μm and a weaker band at $\lambda < 3$ μm . It is important to note that the spectral brightness of the emission band cannot exceed the spectral brightness of a blackbody at the same wavelength and temperature.

The spectrum of the rocket torch at an altitude of 40 km from the Earth's surface is similar to the emission spectrum of the Bunsen burner (Fig. 4). The spectrum contains 3 maxima (in normalized form): 1) at a wavelength of 2.6 μm – an amplitude of 0.59; 2) at a wavelength of 4.25 μm – an amplitude of 0.74; 3) at a wavelength of 4.6 μm – an amplitude of 0.93. The radiation spectrum of the torch is located in the range of 1.0–6.1 microns.

Thus, due to variations in temperature and pressure inside the flame, the radiation spectrum of various rockets is somewhat modified, but insignificantly. In this case, the spectral regions of the atmosphere 4.2–4.4 μm and 2.6–3.2 μm are regions of strong absorption of radiation due to water vapor and carbon dioxide. Unfortunately, because of the lack of absolute values of spectrum intensity rocket torch, to evaluate the level of the signal at the entrance pupil of the receiving lens is difficult.

С помощью полученной функции $\tau_{ac} = f(n_s)$ построен график зависимости времени накопления от скорости счета сигнальных фотонов в логарифмическом масштабе (рис. 5). Расчет выполнен для исходных данных, указанных выше в спектральной полосе 3,2–4,2 мкм.

Отношение с/ш по мощности на выходе матрицы определится в виде [3]:

$$Q_p = (\eta \cdot n_s \cdot \tau_{ac})^2 / [\eta \cdot F \cdot \tau_{ac} (n_b + n_l + n_s) + n_d \tau_{ac} + (N_{re})^2]. \quad (2)$$

Скорость счета сигнальных фотонов находится из выражения (2):

$$n_s = (FQ_p / 2\eta\tau_{ac})(1 + A), \quad (3)$$

где $A = \{1 + (4/FQ_p)[\eta\tau_{ac}(n_b + n_l) + n_d\tau_{ac} + (N_{re})^2]\}^{1/2}$;

$F = 1-2$, коэффициент увеличения шума.

На основании соотношения (3) построен график зависимости отношения с/ш по мощности от скорости счета сигнальных фотонов n_s (рис. 6). Исходные данные для расчета взяты из рис. 5. Видно (рис. 6), что при $n_s = 10^{10}$ и более отношение с/ш практически не меняется из-за уменьшения времени наблюдения в соответствии с выражением (1).

Обычно приемный объектив удовлетворяет принципу дифракции Фраунгофера в фокальной плоскости. При этом размер пиксела должен быть сопряжен с главным лепестком. Но даже в этом случае происходит потеря части энергии

Basic Mathematical Relations for Determining the Threshold Illumination at the Entrance Pupil of the Device

An essential feature of the proposed technical calculation is finding the permissible accumulation time, and then we find the corresponding signal photon counting rate for a given S/N ratio.

The photon count rate n_b [s^{-1}] at the matrix element associated with atmospheric radiation in the spectral range $\Delta\lambda$ has the form [6]

$$n_b = L_\lambda \Delta\lambda (a/F_l)^2 T_{opt} S_l / E_q,$$

where L_λ is the spectral brightness of the daytime sky [$W \cdot cm^{-2} \cdot \mu m^{-1} \cdot sr^{-1}$];

$\Delta\lambda = \lambda_2 - \lambda_1$ is the band of the spectral range [μm];

λ_1, λ_2 are the boundaries of the spectral range;

a is pixel size of the matrix element (side of the square) [cm];

F_l is the focal length of the receiving lens [cm];

$T_{opt} = T_l \cdot T_{IF}$ is the transmittance of the receiving optics,

T_l and T_{IF} are the transmittance of the lens and the interference filter, respectively;

$S_l = \pi(D_l/2)^2$ is the area of the receiving lens with a diameter D_l [cm];

$E_q = h \cdot c / \lambda_0 \cdot 10^{-6}$ is quantum energy [J];

$h = 6,6256 \cdot 10^{-34}$ [J·s] is Planck's constant,

$c = 3 \cdot 10^8$ m/s is speed of light;

λ_0 is average wavelength [μm], $\lambda_0 = (\lambda_1 + \lambda_2) / 2$.

In [6], the graphs of the dependence of L_λ for discrete elevation angles are presented: 0; 7.2; 30 deg.

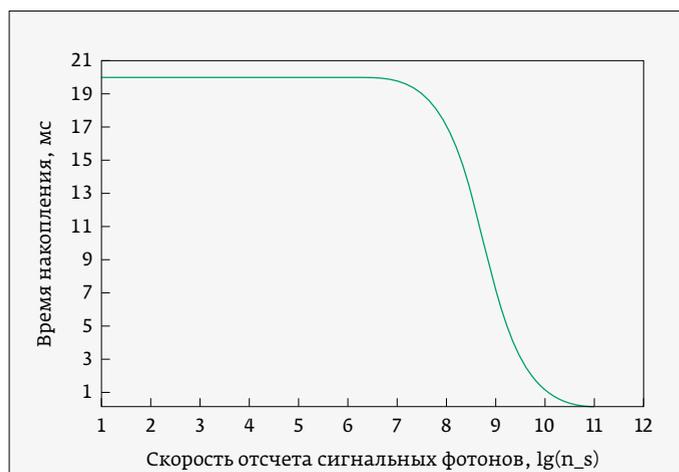


Рис. 5. Зависимость времени накопления от скорости счета сигнальных фотонов в спектральной полосе 3,2–4,2 мкм

Fig. 5. Dependence of the accumulation time on the count rate of signal photons in the spectral band 3.2–4.2 μm

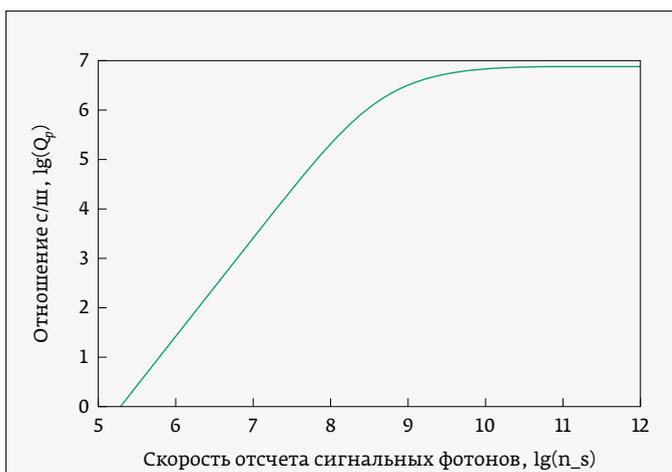
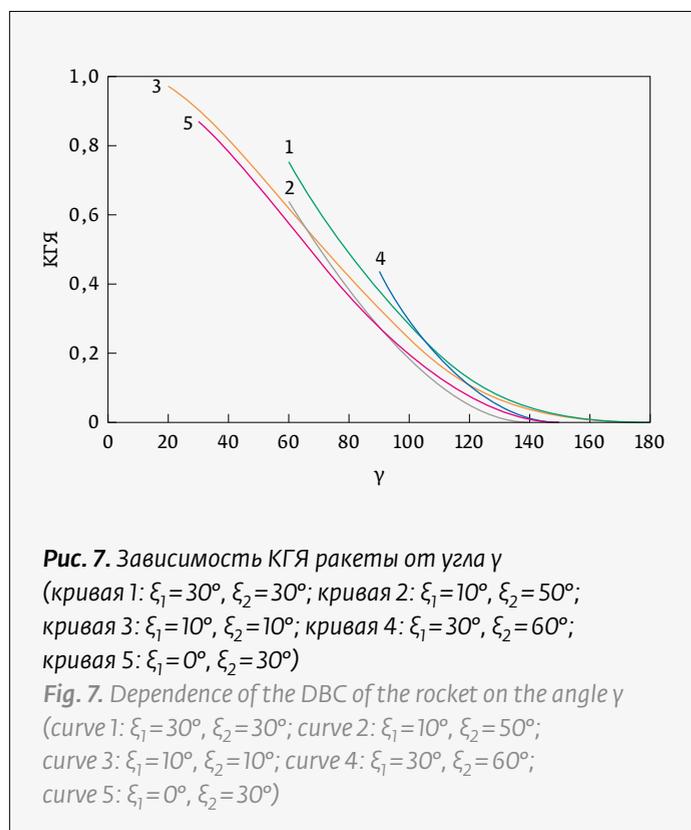


Рис. 6. Зависимость отношения с/ш по мощности от скорости счета сигнальных фотонов

Fig. 6. Dependence of the S/N ratio by power on the count rate of signal photons



принимаемого сигнала. Эта потеря учитывается коэффициентом χ . Для выбранных характеристик объектива и матрицы принимаем $\chi=0,837$.

Используя правило сложения дисперсий случайных величин [7], находим среднеквадратическое отклонение числа шумовых электронов, считанных с пиксела матрицы:

$$\sigma_{\Sigma} = [\eta \cdot F \cdot \tau_{ac}(n_b + n_l + n_s) + n_d \tau_{ac} + (N_{re})^2]^{1/2}.$$

Приведенная мощность шума P_n [Вт] к пикселу матрицы, при которой $Q_p=1$, определится как

$$P_n = \sigma_{\Sigma} E_q / \eta \tau_{ac}.$$

Выражение для величины пороговой освещенности E_{th} [Вт/см²] объектива имеет вид:

$$E_{th} = P_n / T_{opt} \chi \pi (D_l / 2)^2.$$

Если считать, что минимальное отношение с/ш по току, при котором обнаруживается сигнал, $Q_i=7$ [3], то можно определить значение минимальной освещенности $E_{min} = P_{smin} / [T_{opt} \chi \pi (D_l / 2)^2]$, где $P_{smin} = E_q n_{smin}$; n_{smin} – скорость счета сигнальных фотонов, определяется из выражения (3) при $Q_p=49$.

The graphs were digitized, and spline-approximation was performed [7] for any angle value. At angles greater than 30° , the background level of the atmosphere decreases. Therefore, in calculations at elevation angles greater than 30° , the background level is taken to be equal to its value at 30° .

If the IR lens is not specially cooled, then it is a background source, and it can be considered as an absolute black body (ABB) with temperature T . In this case, we will assume that the field diaphragm is installed in a cooled matrix receiver.

The law of blackbody emission for the photon emission density $F(\lambda)$ [$s^{-1} \cdot cm^{-2} \cdot \mu m^{-1} \cdot sr^{-1}$] has the form [4]

$$F(\lambda) = (C_3 / \lambda^4) / [\exp(C_2 / \lambda T) - 1].$$

Here $C_3 = 1.88365 \cdot 10^{23}$ [$s^{-1} \cdot cm^{-2} \cdot \mu m^3$];

$$C_2 = 1.43879 \cdot 10^4 [\mu m \cdot K];$$

T is the blackbody temperature [K].

The count rate of photons from the objective n_l [s^{-1}] in a given spectral range [8]

$$n_l = S_{pix} K_{ra} (D_l / 2 F_l)^2 \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} F(\lambda) d\lambda,$$

where $S_{pix} = a^2$ is pixel area [cm^2]; K_{ra} is the emissivity of the objective, $K_{ra} = 1 - T_l$.

The maximum observation time τ_{ac} , measured in seconds, is limited by the pixel accumulation capacity C_e [3]:

$$\tau_{ac} \leq (C_e K_z - N_{re}) / [\eta(n_b + n_l + n_s) + n_d], \quad (1)$$

where K_z is the safety factor, $K_z = 0,7 \div 0,8$; N_{re} is the number of readout noise electrons; η is the quantum efficiency of the matrix; n_s is the counting rate of signal photons at the matrix element, n_d is the counting rate of dark electrons, $n_d = i_d / e$, i_d is the dark current of the matrix, e is the electron charge, $e = 1.6 \cdot 10^{-19}$ Кл.

Using the obtained function $\tau_{ac} = f(n_s)$, a graph of the dependence of the accumulation time on the counting rate of signal photons is plotted on a logarithmic scale (Fig. 5). The calculation was performed for the initial data indicated above in the spectral band $3.2-4.2 \mu m$.

The signal-to-noise ratio in terms of the power at the output of the matrix is determined in the form [3]

$$Q_p = (\eta \cdot n_s \cdot \tau_{ac})^2 / [\eta \cdot F \cdot \tau_{ac}(n_b + n_l + n_s) + n_d \tau_{ac} + (N_{re})^2]. \quad (2)$$

The signal photon counting rate is found from the expression (2):



3. Освещенность входного зрачка излучением Солнца, отраженного от ракеты

Рассмотрим сигнал на входном зрачке прибора от ракеты цилиндрической формы, освещенной Солнцем, в различных спектральных диапазонах. При расчете в качестве Солнца используем АЧТ при температуре 6000 К. Ракета расположена на дальности 360 км от Земли, имеет радиус $r=0,5$ м, длину $H=2$ м и коэффициент отражения $\rho=0,3$.

Находим яркость Солнца $B_S(T, \Delta\lambda)$ [Вт·м⁻²·ср⁻¹]:

$$B_S(T, \Delta\lambda) = R(T, \Delta\lambda) \cdot 10^4 / \pi.$$

Затем определим яркость ракеты в направлении на ОЭС $B_{r0}(T, \Delta\lambda)$ [Вт·м⁻²·ср⁻¹]:

$$B_{r0}(\Delta\lambda) = B_S(T, \Delta\lambda) \rho K_{db} (R_S / L_{S-r0})^2,$$

где: $R_S = 6,9599 \cdot 10^8$ [м] – радиус Солнца; ρ – коэффициент отражения ракеты; K_{db} – коэффициент габаритной яркости (КГЯ) [9] при $\rho=1$, равный отношению видимой с ОЭС площади ракеты, засвеченной Солнцем, к полной площади ракеты, засвеченной Солнцем; L_{S-r0} – расстояние от Солнца до ракеты [м], K_{db} зависит от углов γ, ξ_1, ξ_2 и определяется в виде $K_{db} = S_{r0} / S_0$ ($S_0 = 2rH$; S_0 – проекция площади ракеты, засвеченной Солнцем [м²]; S_{r0} – эффективная площадь ракеты [м²]) [8].

$$S_{r0} = S_0 \cos(\xi_1) \cos(\xi_2) [(\pi - \delta + 0,5 \sin(2\delta) \cos \delta + \sin^3 \delta) / \pi,$$

где $\cos \delta = \cos \gamma / [\cos \xi_1 \cos \xi_2 + \operatorname{tg} \xi_1 \operatorname{tg} \xi_2]$ при $\gamma \geq (\xi_1 + \xi_2)$ и $\gamma < 180^\circ - |\xi_1 - \xi_2|$;

γ – угол между направлениями: Солнце-ракета и ракета-ОЭС;

ξ_1, ξ_2 – углы между плоскостью перпендикулярной продольной оси ракеты и направлением на Солнце и ОЭС, соответственно;

δ – угол в плоскости, перпендикулярной продольной оси ракеты между проекциями на нее направлений Солнце-ракета и ракета-ОЭС.

Освещенность входного зрачка объектива $E_{en,p}$, Вт/см² определяется выражением:

$$E_{en,p} = 10^{-10} B_{r0} \tau_{atm}(\lambda) S_0 / (D_{E-r0})^2,$$

где: D_{E-r0} – расстояние Земля-ракета, км;

$\tau_{atm}(\lambda)$ – средний коэффициент пропускания атмосферы в спектральном диапазоне $\Delta\lambda$.

Отношение с/ш по току Q_i равно:

$$Q_i = E_{in,p} S_{ob} \tau_{ac} A_i / [F \tau_{ac} (A_0 + \eta n_s) + (N_{re})^2]^{0,5}, \quad (4)$$

$$n_s = (F Q_p / 2 \eta \tau_{ac}) (1 + A), \quad (3)$$

where $A = \{1 + (4 / F Q_p) [\eta \tau_{ac} (n_b + n_l) + n_d \tau_{ac} + (N_{re})^2]\}^{1/2}$,
 $F = 1-2$, is the noise gain.

Based on relation (3), a graph of the dependence of the S/N ratio in terms of power on the count rate of signal photons n_s is constructed (Fig. 6). The initial data for the calculation are taken from Fig. 5. It can be seen (Fig. 6) that at $n_s = 10^{10}$ and more, the S/N ratio practically does not change due to a decrease in the observation time in accordance with expression (1).

Typically, the receiving lens satisfies the Fraunhofer diffraction principle in the focal plane. In this case, the pixel size must be matched with the main petal. But even in this case, there is a loss of part of the received signal energy. This loss is taken into account by the χ coefficient. For the selected characteristics of the lens and matrix, we take $\chi = 0.837$.

Using the rule of addition of the variances of random variables [7], we find the root-mean-square deviation of the number of noise electrons read from the matrix pixel:

$$\sigma_\Sigma = [\eta \cdot F \cdot \tau_{ac} (n_b + n_l + n_s) + n_d \tau_{ac} + (N_{re})^2]^{1/2}.$$

The reduced noise power P_n [W] to the matrix pixel, at which $Q_p = 1$, is defined as

$$P_n = \sigma_\Sigma E_q / \eta \tau_{ac}.$$

The expression for the threshold illumination E_{th} [W/cm²] of the objective is:

$$E_{th} = P_n / T_{opt} \chi \pi (D_l / 2)^2.$$

If we assume that the minimum current S/N ratio at which the signal is detected is $Q_i = 7$ [3], then we can determine the value of the minimum illumination $E_{mi} = P_{smin} / [T_{opt} \chi \pi (D_l / 2)^2]$, $P_{smin} = E_q n_{smin}$; n_{smin} – signal photon counting rate, is determined from expression (3) at $Q_p = 49$.

3. Illumination of the Entrance Pupil by the Radiation of the Sun Reflected From the Rocket

Let us consider the signal at the entrance pupil of the device from a cylindrical rocket illuminated by the Sun in different spectral ranges. When calculating as the Sun, we use the ABB at a temperature of 6000 K. The rocket is located at a distance of 360 km from the Earth, has a radius $r = 0.5$ m, a length $H = 2$ m and a reflection coefficient $\rho = 0.3$.

где $A_l = K_{opt} \chi \eta / E_q$;
 $A_0 = \eta(n_b + n_l) + n_d$;
 $\tau_{min} \leq \tau_{ac} \leq \tau_{max}$;
 $n_s = E_{inp} S_{ob} A_l / \eta$;
 E_{inp} – освещенность сигналом на входном
 зрачке объектива.

Используя зависимость (4), рассчитываем отношение с/ш по току для различных значений освещенности входного зрачка объектива (рис. 8) в спектральном диапазоне 3,2–4,2 мкм.

До значения освещенности на входном зрачке объектива $\sim 10^{-15}$ Вт/м² отношение с/ш линейно растет, т.к. время накопления практически не меняется. При освещенности $5 \cdot (10^{-14} - 10^{-12})$ Вт/м² отношение с/ш линейно возрастает. При больших значениях, чем $5 \cdot 10^{-12}$ Вт/м², хотя освещенность увеличивается, отношение с/ш расти не будет, т.к. время накопления достигает минимального значения и происходит насыщение емкости заряда пиксела.

ИНТЕРФЕЙС ПРОГРАММЫ

Интерфейс разработанной программы расчета ИК-системы (РИКС-1) показан на рис. 9. Входными данными для программы являются параметры фотоприемной матрицы, приемного объектива, объекта контроля и атмосферы. С помощью программы вводятся исходные данные, а результаты расчета можно вывести на экран монитора и бумажный носитель. Можно вывести на экран

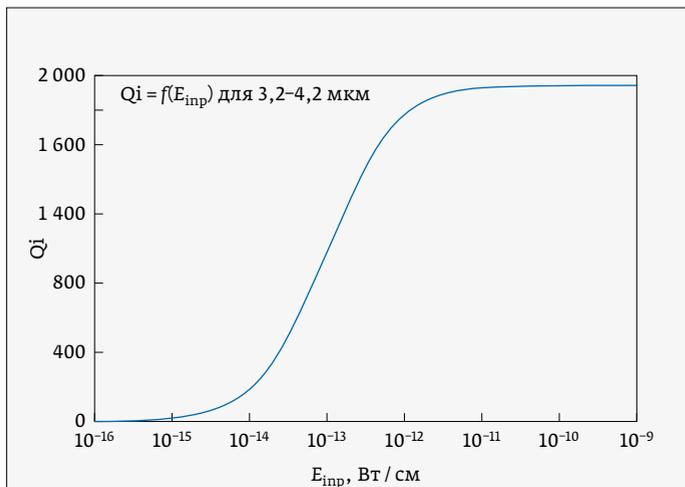


Рис. 8. Зависимость отношения сигнал-шум по току от освещенности входного зрачка в спектральном диапазоне 3,2–4,2 мкм

Fig. 8. Dependence of the signal-to-noise ratio by current on the illumination of the entrance pupil in the spectral range of 3.2–4.2 μm

We find the brightness of the Sun $B_S(T, \Delta\lambda)$ [W · m⁻² · sr⁻¹]

$$B_S(T, \Delta\lambda) = R(T, \Delta\lambda) \cdot 10^4 / \pi.$$

Then we determine the brightness of the rocket in the direction of the OES $B_{ro}(T, \Delta\lambda)$ [W · m⁻² · sr⁻¹]

$$B_{ro}(\Delta\lambda) = B_S(T, \Delta\lambda) \rho K_{db} (R_S / L_{S-ro})^2,$$

where: $R_S = 6.9599 \cdot 10^8$ [m] is the radius of the Sun; ρ is the reflection coefficient of the rocket, K_{db} is the dimensional brightness coefficient (DBC) [9] at $\rho = 1$, equal to the ratio of the area of the rocket illuminated by the Sun visible from the OES to the total area of the rocket illuminated by the Sun, L_{S-ro} is the distance from the Sun to the rocket [m], K_{db} depends on the angles γ, ξ_1, ξ_2 and is defined as $K_{db} = S_{ro} / S_0$ ($S_0 = 2rH$, S_0 is the projection of the area of the rocket illuminated by the Sun [m²], S_{ro} is the effective area of the rocket [m²]) [8].

$$S_{ro} = S_0 \cos(\xi_1) \cos(\xi_2) [(\pi - \delta + 0.5 \sin(2\delta) \cos \delta + \sin^3 \delta) / \pi],$$

where $\cos \delta = \cos \gamma / [\cos \xi_1 \cos \xi_2] + \text{tg} \xi_1 \text{tg} \xi_2$ for $\gamma \geq (\xi_1 + \xi_2)$ and $\gamma < 180^\circ - |\xi_1 - \xi_2|$;

γ is the angle between the directions: the Sun-rocket and the OES rocket;

ξ_1, ξ_2 are the angles between the plane perpendicular to the longitudinal axis of the rocket and the direction to the Sun and OES, respectively;

δ is the angle in the plane perpendicular to the longitudinal axis of the rocket between the projections of the Sun - rocket and rocket - OES directions onto it.

The illumination of the entrance pupil of the objective $E_{en,p}$, W/cm², is determined by the expression:

$$E_{en,p} = 10^{-10} B_{ro} \tau_{atm}(\lambda) S_0 / (D_{E-ro})^2,$$

where: D_{E-ro} is the distance between the Earth and the rocket, km,

$\tau_{atm}(\lambda)$ is the average transmittance of the atmosphere in the spectral range $\Delta\lambda$.

The S/N ratio for current Q_i is

$$Q_i = E_{inp} S_{ob} \tau_{ac} A_l / [F\{\tau_{ac}(A_0 + \eta n_s) + (N_{re})^2\}]^{0,5}, \quad (4)$$

Where $A_l = K_{opt} \chi \eta / E_q$,

$$A_0 = \eta(n_b + n_l) + n_d,$$

$$\tau_{min} \leq \tau_{ac} \leq \tau_{max};$$

$$n_s = E_{inp} S_{ob} A_l / \eta,$$

графики пропускания атмосферы, спектральной яркости фона неба и КГЯ.

По команде «График атм.» на мониторе отображается зависимость спектрального коэффициента пропускания атмосферы от длины волны излучения. Спектральный коэффициент пропускания атмосферы рассчитан в диапазоне 0,9–5,3 мкм с применением экспериментальных таблиц [6] при использовании сплайн-аппроксимации [7].

По команде «ГрафикФон» на мониторе отображается зависимость спектральной яркости фона неба при выбранном угле места в заданном спектральном диапазоне длин волн излучения.

При использовании команды «ГрафикТАУ» на мониторе отобразится зависимость времени накопления от скорости счета сигнальных фотонов (рис. 5), а по команде «ГрафикQp» на мониторе отобразится зависимость отношения с/ш по мощности от скорости счета сигнальных фотонов (рис. 6).

По команде «График КГЯ» на мониторе отображается зависимость КГЯ ракеты от угла γ при заданных углах ξ_1, ξ_2 .

E_{inp} is the signal illumination at the entrance pupil of the lens.

Using dependence (4), we calculate the signal-to-noise ratio for the current at various values of the illumination of the entrance pupil of the lens (Fig. 8) in the spectral range of 3.2–4.2 μm .

Up to the illumination value at the entrance pupil of the lens $\cdot 10^{-15} \text{ W/m}^2$, the S/N ratio increases linearly, because the accumulation time remains practically unchanged. With an illumination of $5 \cdot (10^{-14} - 10^{-12}) \text{ W/m}^2$, the S/N ratio increases linearly. At higher values than $5 \cdot 10^{-12} \text{ W/m}^2$, although the illumination increases, the S/N ratio will not increase, i. e. the accumulation time reaches a minimum value and the pixel charge capacity is saturated.

INTERFACE OF THE PROGRAM

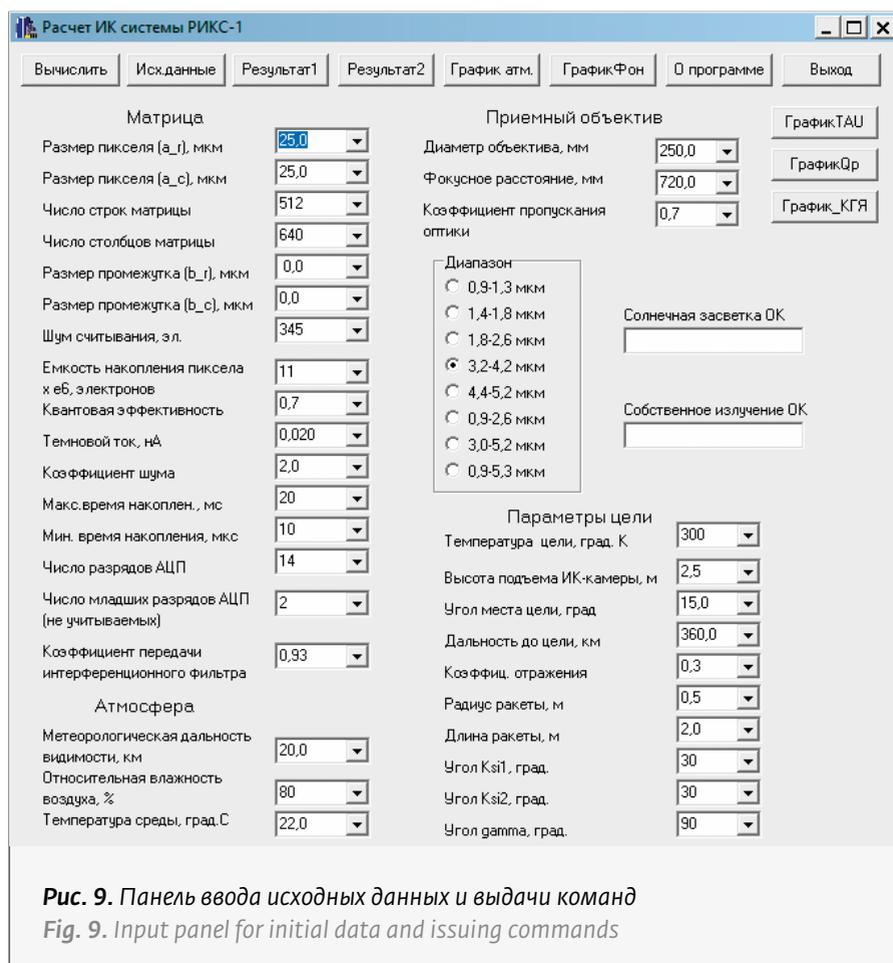
The interface of the developed program for calculating the IR system (RIKS-1) is shown in Fig. 9. The input data for the program are the parameters of the photodetector matrix, the receiving lens, the controlled object and the atmosphere. With the help of the program, initial data are entered, and the results of the

calculation can be displayed on the monitor screen and on paper. It is possible to display the graphs of the atmospheric transmission, spectral brightness of the sky background, and DBC.

By the command “Graphatm.” the monitor displays the dependence of the spectral transmittance of the atmosphere on the radiation wavelength. The spectral transmittance of the atmosphere was calculated in the range 0.9–5.3 μm using experimental tables [6] using spline approximation [7].

By the command “Chart of Background”, the monitor displays the dependence of the spectral brightness of the sky background at the selected elevation angle in the specified spectral range of radiation wavelengths.

When using the “Graph TAU” command, the monitor will display the dependence of the accumulation time on the counting rate of signal photons (Fig. 5), and on the “Graph Qp” command, the monitor will display the depen-



Расчет ИК системы RIKS-1

Вычислить | Исходные | Результат1 | Результат2 | График атм. | ГрафикФон | О программе | Выход

Матрица

Размер пикселя (a₁), мкм: 25,0

Размер пикселя (a_с), мкм: 25,0

Число строк матрицы: 512

Число столбцов матрицы: 640

Размер промежутка (b₁), мкм: 0,0

Размер промежутка (b_с), мкм: 0,0

Шум считывания, эл.: 345

Емкость накопления пикселя х еб, электронов: 11

Квантовая эффективность: 0,7

Темновой ток, нА: 0,020

Коэффициент шума: 2,0

Макс. время накопл., мс: 20

Мин. время накопления, мкс: 10

Число разрядов АЦП: 14

Число младших разрядов АЦП (не учитываемых): 2

Коэффициент передачи интерференционного фильтра: 0,93

Атмосфера

Метеорологическая дальность видимости, км: 20,0

Относительная влажность воздуха, %: 80

Температура среды, град. С: 22,0

Приемный объектив

Диаметр объектива, мм: 250,0

Фокусное расстояние, мм: 720,0

Коэффициент пропускания оптики: 0,7

Диапазон:

- 0,9-1,3 мкм
- 1,4-1,8 мкм
- 1,8-2,6 мкм
- 3,2-4,2 мкм
- 4,4-5,2 мкм
- 0,9-2,6 мкм
- 3,0-5,2 мкм
- 0,9-5,3 мкм

Солнечная засветка ОК:

Собственное излучение ОК:

Параметры цели

Температура цели, град. К: 300

Высота подъема ИК-камеры, м: 2,5

Угол места цели, град: 15,0

Дальность до цели, км: 360,0

Коэффиц. отражения: 0,3

Радиус ракеты, м: 0,5

Длина ракеты, м: 2,0

Угол K_{s1}, град: 30

Угол K_{s2}, град: 30

Угол gamma, град: 90

ГрафикТАУ

ГрафикQp

График_КГЯ

Рис. 9. Панель ввода исходных данных и выдачи команд
Fig. 9. Input panel for initial data and issuing commands

При использовании команды «Результат1» на экране отобразятся: спектральная яркость фона; освещенность, создаваемая фоном на пиксел; мощность фона на пиксел; пороговая мощность сигнала (при отношении $c/\text{ш}=1$) при засветке одного пиксела и при делении сигнала на 4 пиксела; мощность сигнала при отношении $c/\text{ш}$ по мощности равного 100 и 10 000; время накопления при отношении $c/\text{ш}=1$.

При использовании команды «Результат2» на экране отобразятся: пороговое число ф.-э.; среднее число ф.-э. фона; скорость счета фоновых + тепловых ф.-э.; скорость счета сигнальных фотонов на пикселе при $Q_i=10$; мощность сигнала на входе объектива при $Q_i=10$; мощность сигнала на пикселе при $Q_i=10$; пороговая освещенность на входном зрачке, минимальная мощность сигнала, минимальная освещенность на входном зрачке при $Q_i=10$; средний коэффициент пропускания атмосферы в заданном спектральном диапазоне; освещенность на входном зрачке из-за отраженного от КО солнечной засветки; отношение сигнал-шум по току для сигнала от КО засвеченного Солнцем; светимость от собственного излучения КО; освещенность на входном зрачке от собственного излучения КО; Q_i для сигнала от КО из-за собственного излучения. Результат 1 и Результат 2 можно распечатать.

По команде «Исх. данные» на экране отобразятся все исходные данные, а также дальность до верхней кромки атмосферы и высота КО до Земли.

ВЫВОДЫ

Разработанная методика расчета освещенности входного зрачка ОЭС от сигнала космического объекта позволила установить оптимальные рабочие параметры инструментального оборудования для контроля динамики объектов цилиндрической формы (ракеты). Решения получены для объекта, подсвеченного Солнцем и обладающего собственным излучением обшивки.

1. Пороговая освещенность прибора на входном зрачке минимальна в поддиапазоне 1,8-2,6 мкм, а наибольшая в поддиапазоне 4,4-5,2 мкм.
2. Собственное излучение обшивки ракеты меняется с плотностью атмосферы и как следствие ее температура. При температуре 300 К ($D=360$ км) излучение ракеты мало и, следовательно, мало отношение $c/\text{ш}$. При $T=500$ К ($D=160$ км) возможно обнаружение КО во всех поддиапазонах, кроме 0,9-1,3 мкм и 1,4-1,8 мкм. При $T=700$ К ($D=50$ км) воз-

растает зависимость от отношения $c/\text{ш}$. Зависимость от отношения $c/\text{ш}$ по мощности равного 100 и 10 000; время накопления при отношении $c/\text{ш}=1$.

При использовании команды «Graph_DBC», монитор displays the dependence of the rocket's DBC on the angle γ at the given angles ξ_1, ξ_2 .

When using the command «Result1» the screen will display: spectral brightness of the background; the illumination created by the background per pixel; background power per pixel; threshold signal power (at S/N ratio = 1) when one pixel is illuminated and when the signal is divided by 4 pixels; signal power at a S/N ratio by power equal to 100 and 10000; accumulation time at S/N ratio = 1.

When using the command «Result2» the screen will display: threshold number of ph-el; average number of ph-el background; counting rate of background + thermal ph-el; the count rate of signal photons per pixel at $Q_i=10$; signal power at the lens input at $Q_i=10$; signal power per pixel at $Q_i=10$; threshold illumination at the entrance pupil, minimum signal power, minimum illumination at the entrance pupil at $Q_i=10$; average atmospheric transmittance in a given spectral range; illumination at the entrance pupil, due to sunlight reflected from the SO; signal-to-noise ratio for current for a signal from a SO illuminated by the Sun; luminosity from own radiation of SO; illumination at the entrance pupil from the intrinsic radiation of the SO; Q_i for the signal from the SO, due to its own radiation. Result 1 and Result 2 can be printed.

At the command «Source data», the screen will display all the initial data, as well as the range to the upper edge of the atmosphere and the altitude of the space object to the Earth.

CONCLUSIONS

The developed method for calculating the illumination of the OES entrance pupil from the signal of a cylindrical space object, illuminated by the Sun and having its own radiation of sheathing, made it possible to establish the following.

1. The threshold illumination of the device at the entrance pupil is minimal in the sub-range of 1.8-2.6 μm , and the highest in the sub-range of 4.4-5.2 μm .
2. The intrinsic radiation of the rocket skin changes with the density of the atmosphere and, as a consequence, its temperature. At a temperature of 300 K ($D=360$ km), the rocket radiation is small and, therefore, the S/N ratio is small. At $T=500$ K ($D=160$ km), SO detection is possible in all sub-ranges except 0.9-1.3 μm and 1.4-1.8 μm . At $T=700$ K ($D=50$ km), it is possible to detect SO in all sub-bands.



можно обнаружение КО во всех поддиапазонах.

3. Максимальная освещенность входного зрачка, отраженного солнечного излучения от обшивки КО, расположена в поддиапазоне 0,9–2,6 мкм и, следовательно, максимально отношение с-ш, а минимальное отношение с-ш расположено в поддиапазоне 4,4–5,2 мкм. На этот результат влияет спектральное распределение сигнала и пропускание атмосферы.
4. При полете ракеты в плотных слоях атмосферы на малой высоте температура обшивки (также факела) составляет $T=2000$ или 2500 К. При этих температурах светимость КО достаточно высока, это позволяет обнаружить его во всех поддиапазонах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кульчицкий Н. А., Наумов А. В., Старцев В. В. Матричные фотоприемные устройства ИК-диапазона: «постпандемические» тенденции развития Часть 1. *Фотоника*. 2020;14(3):234–244. DOI: 10.22184 / 1993-7296. FROS.2020.14.3.234.244.
2. Rogalski A. Next decade in infrared detectors. Proc. SPIE10433. *ElectroOptical and Infrared Systems: Technology and Applications XIV* (9–10 October2017). 2017; 10433:104330L1–104330L25. DOI: 10.1117 / 12.2300779.
3. Знаменский И. В., Тихомиров А. А. Алгоритм и программа расчета ОЭС с матричным фотоприемником в ИК-диапазоне. *Оптика атмосферы и океана*. 2020;33(11):890–896. DOI: 10.15372 / AOO20201110.
4. Хадсон Р. *Инфракрасные системы*. – М.: Мир. 1972. 535с.
5. Знаменский И. В., Тихомиров А. А. Расчет ослабления пропускания потока ИК-излучения на наклонной трассе в атмосфере с учетом сферичности земной поверхности. *Оптика атмосферы и океана*. 2020;33(4):315–320. DOI: 10.15372 / AOO20200411.
6. Криксунов Л. З. *Справочник по основам инфракрасной техники*. – М.: Советское радио. 1978. 400с.
7. Корн Г., Корн Т. *Справочник по математике* (для научных работников и инженеров). – М.: Наука. 1984. – 832 с.
8. Павлов А. В. *Оптико-электронные приборы* (Основы теории и расчета). – М.: Энергия. 1974. 359с.
9. Тымкул В. М., Тымкул Л. В., Кудряшов К. В. Отражение оптического излучения поверхностью объемных тел с направленно-рассеивающим покрытием. *Известия высших учебных заведений. Приборостроение*. 2007; 50(10):58–63.

АВТОРЫ

Знаменский Игорь Всеволодович, к. т. н., igorznamenskii@yandex.ru; ведущий научный сотрудник, АО «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения» (АО «НПК «СПП»); Москва, Россия. ORCID-0000-0002-0612-1255
Зотьев Евгений Олегович, начальник научно-технического комплекса, АО «НПК «СПП»; Москва, Россия.
Юдин Сергей Юрьевич, начальник отдела, АО «НПК «СПП»; Москва, Россия.

ВКЛАД ЧЛЕНОВ АВТОРСКОГО КОЛЛЕКТИВА

Статья подготовлена на основе многолетней работы всех членов авторского коллектива.

КОНФЛИКТ ИНТЕРЕСОВ

Авторы заявляют, что у них нет конфликта интересов. Все авторы приняли участие в написании статьи и дополнили рукопись в части своей работы.

3. The maximum illumination of the entrance pupil, reflected by the solar radiation from the SO sheathing, is located in the sub-range of 0.9–2.6 μm and, therefore, the S/N ratio is maximum, and the minimum S/N ratio is located in the sub-range of 4.4–5.2 μm . This result is influenced by the spectral distribution of the signal and the transmission of the atmosphere.
4. When the rocket is flying in dense layers of the atmosphere at low altitude, the temperature of the skin (also of the torch) is $T=2000$ or 2500 K. At these temperatures, the luminosity of the SO is quite high, this allows it to be detected in all sub-ranges.

REFERENCES

1. Kul'chickij N. A., Naumov A. V., Starcev V. V. Matrichnye fotopriemnye ustrojstva IK-diapazona: "postpandemicheskie" tendencii razvitiya. Part 1. *Fotonika (Photonics Russia)*. 2020;14(3):234–244. DOI:10.22184 / 1993-7296. FROS.2020.14.3.234.244.
2. Rogalski A. Next decade in infrared detectors. Proc. SPIE10433. *Electro-Optical and Infrared Systems: Technology and Applications XIV* (9–10 October2017). 2017; 10433:104330L1–104330L25. DOI: 10.1117 / 12.2300779.
3. Znamenskii I. V., Tikhomirov A. A. Algorithm and software for calculation of an IR optoelectronic system with a photodetector array. *Optika Atmosfery i Okeana (Atmospheric and Oceanic Optics)*. 2020;33(11):890–896. DOI: 10.15372 / AOO20201110 [in Russ]. DOI: 10.15372 / AOO20201110.
4. Hadson R. *Infrakrasnye sistemy*. – М.: Mir. 1972. 535 p. [in Russ].
5. Znamenskii I. V., Tikhomirov A. A. Calculation of transmittance attenuation of infrared radiation stream on slant paths in the atmosphere, taking into account the sphericity of the Earth's surface. *Optika Atmosfery i Okeana (Atmospheric and Oceanic Optics)*. 2020;33(4):315–320. DOI: 10.15372 / AOO20200411. [in Russ].
6. Kriksunov L. Z. *Spravochnik po osnovam infrakrasnoj tekhniki*. – М.: Sovetskoe radio. 1978. 400s.
7. Korn G., Korn T. *Mathematical Handbook*. – М.: Nauka. 1984. 832 p. [in Russ].
8. Pavlov A. V. *Optiko-elektronnye pribory (Osnovy teorii i rascheta)*. – М.: Energiya. 1974. 359 p.
9. Tymkul V. M., Tymkul L. V., Kudryashov K. V. Otrazhenie opticheskogo izlucheniya poverhnost'yu ob'emnyh tel s napravlenno-rasseivayushchim pokrytiem. *Izvestiya vysshih uchebnyh zavedenij. Priborostroenie (Journal of Instrument Engineering)*. 2007; 50(10):58–63.

ABOUT AUTHORS

Znamenskii Igor Vsevolodovich, Cand. of Tech. Sc., igorznamenskii@yandex.ru; Leading Researcher, Research and Production Corporation "Precision Systems and Instruments" (JSC NPK SPP); Moscow, Russia. ORCID-0000-0002-0612-1255
Zotev Evgeny Olegovich, Head of the Scientific and Technical Complex, JSC NPK SPP; 06-2@npk-spp.ru; Moscow, Russia.
Yudin Sergey Yurievich, morenos@npk-spp.ru, Head of Department, JSC NPK SPP; Moscow, Russia.

CONTRIBUTION BY THE MEMBERS OF THE TEAM OF AUTHORS

The article was prepared on the basis of many years of work by all members of the team of authors.

CONFLICT OF INTEREST

The authors claim that they have no conflict of interest. All authors took part in writing the article and supplemented the manuscript in part of their work.



АО «НПК «СПП» РАЗРАБАТЫВАЕТ, ПРОИЗВОДИТ И ИСПЫТЫВАЕТ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫЕ СРЕДСТВА С ПРЕДЕЛЬНО ВЫСОКОЙ РАЗРЕШАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТЬЮ, ПРЕЦИЗИОННЫЕ ЛАЗЕРНЫЕ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ, НАЗЕМНЫХ, МОРСКИХ И АВИАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ, ЛИДАРНЫЕ СИСТЕМЫ ЭКОЛОГИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА, СПУТНИКОВЫЕ И НАЗЕМНЫЕ СИСТЕМЫ ШИРОКОПОЛОСНОЙ ОПТИЧЕСКОЙ СВЯЗИ.



АО «НПК «СПП»

АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО
«НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННАЯ КОРПОРАЦИЯ
«СИСТЕМЫ ПРЕЦИЗИОННОГО ПРИБОРОСТРОЕНИЯ»

111024, МОСКВА, УЛ. АВИАМОТОРНАЯ, Д. 53,

ТЕЛ.: (495) 234-98-47, ФАКС: (495) 234-98-59

WWW.NPK-SPP.RU; SPP@NPK-SPP.RU