

<https://doi.org/10.15407/knit2021.03.051>  
УДК 681.78

**В. Г. КОЛОБРОДОВ<sup>1</sup>**, в. о. зав. кафедри, д-р техн. наук, проф.

**М. І. ЛИХОЛІТ<sup>2</sup>**, директор — головний конструктор, член-кореспондент НАН України, д-р техн. наук, проф.

**В. М. ТЯГУР<sup>1,2</sup>**, заступник начальника науково-технічного комплексу — головний конструктор напрямку, доцент кафедри, д-р техн. наук, доц.

**Б. Ю. ПІНЧУК<sup>1,2</sup>**, інженер-програміст

E-mail: pinchuk.brus@gmail.com

**М. М. ЛУЦЮК<sup>1</sup>**, аспірант

<sup>1</sup> Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»  
Проспект Перемоги 37, Київ, Україна, 03056

<sup>2</sup> Казенне підприємство спеціального приладобудування «Арсенал»  
вул. Московська 8, Київ, Україна, 01010

## СПОТВОРЕННЯ ЗОБРАЖЕННЯ В СИСТЕМАХ ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ ЗЕМЛІ ПРИ ДОВІЛЬНИХ КУТАХ ВІЗУВАННЯ

**Проблематика.** Головною проблемою при запуску космічних оптико-електронних систем спостереження (ОЕСС) для дистанційного зондування Землі можна вважати їхню високу ціну, яку не завжди готові платити навіть передові країни світу. Тому до якості космічних апаратів і систем висуваються найжорсткіші вимоги. Одним із економічно доцільних варіантів підвищення ефективності космічних ОЕСС є зйомка земної поверхні при довірливих кутах візування, що дозволяє при однаковому часі експлуатації зібрати більше інформації, але це, в свою чергу, призводить до спотворення зображення. Тому аналіз якості отриманого зображення залежно від кутів візування ОЕСС є актуальною задачею, яка дозволить оцінити можливості системи і її відповідність встановленим вимогам.

**Метою дослідження** є вдосконалення фізико-математичної моделі модуляційної передавальної функції системи «об'єктив — матричний приймач випромінювання» та дослідження залежності просторового і радіометричного розділення від кутів візування для космічної ОЕСС при відхиленні візирної осі від надиру.

**Методика реалізації.** На основі аналізу моделей формування сигналу, для телевізійних і тепловізійних космічних ОЕСС запропоновано використовувати поняття контрасту сірого тіла. У фізико-математичній моделі запропоновано привести просторові частоти об'єктів спостереження при довірливих кутах візування до просторових частот в надирі, а для розрахунку радіометричного розділення враховувати пропускання і розрідженість атмосфери, швидкість переміщення зображення на приймачі та час його інтегрування.

**Результати дослідження.** Практичні результати розрахунків запропонованої фізико-математичної моделі для космічних ОЕСС показали, що при відхиленні від надиру погіршується ефективна просторова смуга пропускання, і при вказаних параметрах системи недоцільно проводити зйомку при кутах візування, більших за 30°. Відповідно, порівняльний аналіз радіометричного розділення для різних приймачів показав, що фотонний приймач дає приблизно у 1.4 раза краще розділення в надирі, ніж тепловий, і практично однакові результати отримуються при максимальних кутах відхилення. Значний вплив спричиняє також зменшення коефіцієнта пропускання атмосфери за рахунок розрідження, яка сягає 26...45 % залежно від спектрального діапазону.

**Висновки.** Аналіз результатів дослідження підтверджує можливість того, що фотонні приймачі випромінювання можна замінити сучасними тепловими приймачами при несуттєвій втраті якості отриманого зображення, що дозволяє значно збільшити час експлуатації космічних ОЕСС.

**Ключові слова:** оптико-електронні системи спостереження, дистанційне зондування Землі, модуляційна передавальна функція, спотворення зображення, кути візування, радіометричне розділення.

Цитування: Колобродов В. Г., Лихоліт М. І., Тягур В. М., Пінчук Б. Ю., Луцюк М. М. Спотворення зображення в системах дистанційного зондування Землі при довірливих кутах візування. *Космічна наука і технологія*. 2021. 27, № 3 (130). С. 51—65. <https://doi.org/10.15407/knit2021.03.051>

**ВСТУП**

Космічні оптико-електронні системи спостереження (ОЕСС) для дистанційного зондування Землі (ДЗЗ), що є продуктом передових технологій космічних держав, все активніше використовуються при вирішенні комплексу різних завдань, пов'язаних із отриманням інформації про земну поверхню та розташованих на ній об'єктів [15, 25].

Зростання попиту на використання цифрових даних ДЗЗ вимагає їхнього частішого оновлення, а висока ціна і обмежений термін експлуатації космічних апаратів (КА) стали причиною необхідності змінювати кути спостереження ОЕСС (тангажу, крену і рискання), що вважається найбільш економічно доцільним і ефективним шляхом вирішення даної проблеми. Побічним ефектом при відхиленні візирної осі ОЕСС від надиру є його вплив на якість отриманого зображення, спричинений спотворенням форми проєкції області, розмиттям за рахунок зйомки при русі КА, ослабленням потоку випромінювання тощо [2, 4]. Перелічені причини призводять до погіршення основних якісних характеристик ОЕСС, які визначаються просторовою і енергетичною роздільною здатністю та контрастом, тобто модуляційною передавальною функцією (МПФ) [9, 16, 17, 22, 26].

Дослідженню якості зображення, яке отримується при ДЗЗ, присвячено значну кількість науково-технічних робіт, але розроблені фізико-математичні моделі дозволяють розрахувати МПФ лише за умови зйомки в надири [10, 13, 14, 21, 26, 27, 30]. Серед великої кількості робіт можна виділити декілька, в яких представлено спрощену модель, яка враховує зйомку при відхиленні осі візування від надиру [19, 20], але їхня точність прийнятна лише для відхилень, менших за 20°. Головним недоліком даних робіт є відсутність досліджень впливу на якість зображення динаміки руху КА і пропускання атмосфери.

**ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ**

Мета роботи полягає в дослідженні модуляційної передавальної функції системи «об'єктив — матричний приймач випромінювання» космічної ОЕСС при відхиленні візирної осі від надиру,

яка враховує динаміку руху КА, та дослідженні залежності радіометричного розділення від кутів візування, які враховують пропускання атмосфери і швидкість переміщення зображення на матричному приймачі випромінювання (МПВ).

**МОДЕЛЬ ФОРМУВАННЯ ЦИФРОВОГО СИГНАЛУ В СКАНЕРІ**

Космічні ОЕСС можна поділити на два основні типи: телевізійні та тепловізійні системи спостереження. Основна відмінність їх в тому, що телевізійні системи сприймають в основному відбитий потік випромінювання від об'єкта у видимому і ближньому інфрачервоному спектральному діапазоні, а тепловізійні системи сприймають потік власного випромінювання об'єкта у середньому і дальньому ІЧ-діапазоні.

*Фізична модель формування зображення в телевізійній системі спостереження.* Сонце випромінює як абсолютне чорне тіло, спектральна світність якого визначається законом Планка [1, 16, 24]:

$$M(\lambda, T) = \frac{c_1}{\lambda^5 \left[ \exp\left(\frac{c_2}{\lambda T}\right) - 1 \right]} \text{ [Вт} \cdot \text{см}^{-2} \cdot \text{мкм}^{-1}], \quad (1)$$

де  $c_1 = 37415 \text{ Вт} \cdot \text{см}^{-2} \cdot \text{мкм}^4$ ,  $c_2 = 14388 \text{ мкм} \cdot \text{К}$ ,  $\lambda$ , мкм — довжина хвилі,  $T$ , К — температура тіла.

Випромінювання від Сонця проходить атмосферу, ослаблюється і попадає під певним кутом на земну поверхню (на якій розташовано об'єкти). Залежно від географічного розташування області сканування або КА, дати і часу зйомки, положення Сонця на небосхилі різне [23], а від положення Сонця залежить товща атмосфери, яку долає потік випромінювання, і кут, під яким воно падає на поверхню. Приймається, що поверхня є ламбертовою, і її спектральна яскравість дорівнює

$$L(\lambda, T) = \frac{1}{\pi} M(\lambda, T) \text{ [Вт} \cdot \text{см}^{-2} \cdot \text{мкм}^{-1} \cdot \text{ср}^{-1}]. \quad (2)$$

Частина потоку відбивається від земної поверхні:

$$\rho = 1 - \varepsilon, \quad (3)$$

де  $\rho$  — коефіцієнт відбиття об'єкта,  $\varepsilon$  — коефіцієнт випромінювання об'єкта.

Об'єкт спостереження, розміщений на рівномірному фоні, характеризується контрастом відбиття

$$\Delta\rho = \rho_t - \rho_b, \quad (4)$$

де  $\rho_t$  — коефіцієнт відбиття об'єкта,  $\rho_b$  — коефіцієнт відбиття фону.

Відбите випромінювання проходить під певним кутом через атмосферу і потрапляє в об'єктив ОЕСС, який фокусує зображення об'єкта і фону на МПВ. Матричний приймач випромінювання перетворює розподіл освітленості в електричний сигнал, який після зчитування формує цифровий сигнал.

**Фізична модель формування зображення в тепловізійній системі спостереження.** Земна поверхня з розташованими на ній об'єктами випромінюють як сіре тіло з коефіцієнтом випромінювання  $\varepsilon$ . Об'єкт спостереження, розміщений на рівномірному фоні, характеризується контрастом випромінювання:

$$\Delta\varepsilon = \varepsilon_t - \varepsilon_b, \quad (5)$$

де  $\varepsilon_t$  — коефіцієнт випромінювання об'єкта,  $\varepsilon_b$  — коефіцієнт випромінювання фону.

Власне випромінювання проходить під певним кутом через атмосферу і потрапляє в об'єктив ОЕСС, де формується цифрове зображення.

### МОДУЛЯЦІЙНА ПЕРЕДАВАЛЬНА ФУНКЦІЯ СИСТЕМИ

Спрощена математична модель «об'єктив — МПВ» (рис. 1) вважається лінійно-інваріантною системою, до якої можна застосувати поняття МПФ. Одновимірну МПФ системи можна представити добутком

$$MTF_S(v_x) = MTF_{ob}(v_x) MTF_{dt}(v_x) MTF_{img}(v_x),$$

де  $v_{x,y}$  — просторова частота у площині МПВ по відповідній осі координат,  $MTF_S$  — МПФ системи «об'єктив — МПВ»,  $MTF_{dt}$  — МПФ МПВ,  $MTF_{ob}$  — МПФ об'єктива,  $MTF_{img}$  — МПФ впливу зміщення зображення.

Модуляційна передавальна функція дифракційно обмеженого об'єктива без екранування [1, 2] має вигляд

$$MTF_{ob}(v_r) = \begin{cases} \frac{2}{\pi}(\beta - X \cdot \sin\beta) & \text{при } 0 \leq X \leq 1, \\ 0 & \text{при } X > 1. \end{cases}$$

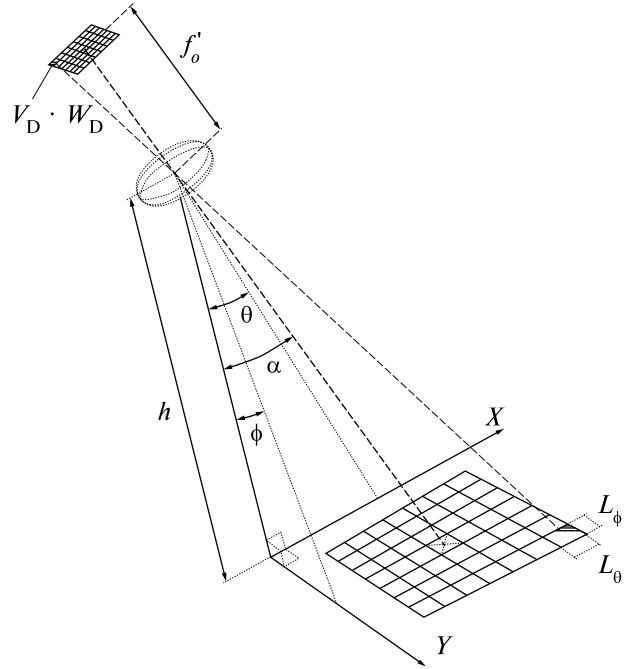


Рис. 1. Геометрична схема зйомки ОЕСС;  $Ox$  — напрямком польоту КА

$$\beta = \arccos(X), \quad X = \frac{v_r}{v_{r\max}}, \quad v_{r\max} = \frac{D_{об}}{\lambda f'_{об}},$$

де  $v_r = \sqrt{v_x^2 + v_y^2}$  — просторова частота у полярній системі координат,  $D_{об}$  — діаметр об'єктива,  $f'_{об}$  — фокусна відстань об'єктива.

Модуляційна передавальна функція приймача випромінювання при зйомці в надирі [1, 2] дорівнює

$$MTF_{dt}(v_x, v_y) = |\text{sinc}(v_x V_D, v_y W_D)|, \quad (6)$$

де  $V_D \times W_D$  — період чутливих елементів у колонках і рядках,  $\text{sinc}(x) = \text{sinc}(\pi x) / (\pi x)$ .

Аналізуючи МПФ МПВ для довільних кутів візування [20], її можна переписати в загальному вигляді

$$MTF_{dt}(v_x, v_y) = \left| \text{sinc} \left( v_x V_D \frac{L_\phi}{P_\theta}, v_y W_D \frac{L_\phi}{P_\phi} \right) \right|, \quad (7)$$

де  $L_{\theta,\phi}$  — просторове розділення при довільних кутах візування в напрямку і поперек польоту відповідно, тобто величина проекції пікселя вздовж осей  $Oxy$  [4] (рис. 1).

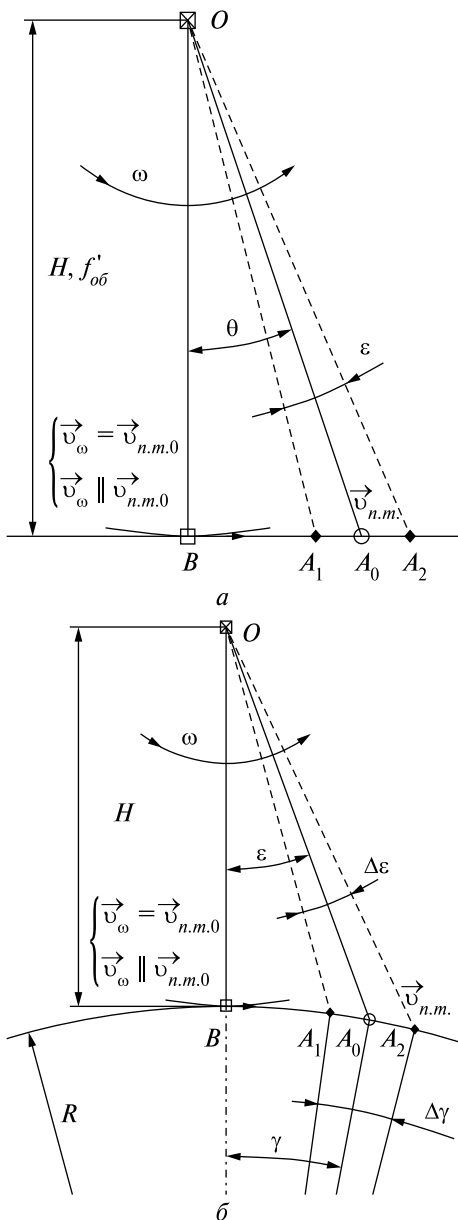


Рис. 2. Схема визначення  $v_{пт}$  при заданій швидкості  $\omega$  обертання ОЕСС, коли точка  $A_0$  проєкується:  $a$  — на плоску поверхню,  $b$  — на опуклу поверхню

Ми пропонуємо привести просторові частоти об'єктів спостереження при довільних кутах візування до просторових частот в надирі. Тобто, об'єкт при зйомці в надирі формує одну просторову частоту зображення об'єктів у фокальній площині, а після відхилення від надиру розміри об'єкта і періоду пікселів не змінюються.

Натомість розміри проєкції пікселів на земній поверхні збільшуються, що призводить до зменшення просторових частот зображень об'єктів у фокальній площині об'єктива, що призводить до погіршення роздільної здатності ОЕСС. Отже, формула (7) додатково характеризує можливість виявлення і розпізнавання об'єктів на фоні.

Величина проєкції пікселя при зйомці в надирі дорівнює

$$P_\theta = \frac{H}{f'_{об}} V_D, P_\phi = \frac{H}{f'_{об}} W_D,$$

де  $H$  — висота КА ( $h$  на рис. 1).

Підставляючи  $P_\theta$  і  $P_\phi$  в (7), отримаємо

$$MTF_{dt}(v_x, v_y) = \left| \text{sinc} \left( v_x L_\theta \frac{f'_{об}}{H}, v_y L_\phi \frac{f'_{об}}{H} \right) \right|.$$

Алгоритм розрахунку просторового розділення  $L_{\theta, \phi}$  із врахуванням кривизни Землі описано в роботі [4].

Модуляційна передавальна функція впливу зміщення зображення за рахунок динаміки руху КА [2] дорівнює

$$MTF_{img}(v_x) = \left| \text{sinc}(v_x t_i v_{img,x}, v_y t_i v_{img,y}) \right|, \quad (8)$$

де  $t_i$  — час інтегрування,  $v_{img,x,y}$  — швидкість переміщення зображення по відповідних координатах.

Швидкість переміщення зображення  $v_{img}$  або підсупутникової точки  $v_{пт}$  по відповідних координатах визначається із рівності кутових швидкостей переміщення точки  $A_0$  (рис. 2) по відповідній поверхні — плоскій (МПВ) чи опуклій (поверхня Землі). Згідно з рис. 2,  $a$ , кутова швидкість переміщення зображення на МПВ, яка визначається координатами  $W_x$  (відповідний кут  $\theta$  на рис. 2,  $a$ ):

$$\omega = \frac{v_{img,x}}{f'_{об}} \cos^2 W_x. \quad (9)$$

Згідно з рис. 2,  $b$ , кутова швидкість переміщення точки на земній поверхні, яка визначається координатами  $\theta_2 + W_x$  (відповідний кут  $\epsilon$  на рис. 2,  $a$ ), дорівнює

$$\omega = v_{пт,x} \frac{H + (H + R_k)(1 - \cos \gamma_x)}{H^2 + 2R_k(H + R_k)(1 - \cos \gamma_x)}, \quad (10)$$

$$\gamma_x = \arcsin \left( \sin \theta_2 \frac{H + R_k}{R_k} \right) - \theta_2.$$

Згідно з роботою [2] проєкція швидкості переміщення зображення на відповідну координатну вісь визначається як:

$$\begin{cases} v_{пт,x} = v_{пт} \cos(\varphi_{img} - \varphi_c), \\ v_{пт,y} = v_{пт} \cos(\varphi_{img} - \varphi_r), \end{cases} \quad (11)$$

де  $\varphi_r, \varphi_c$  — кути нахилу проєкцій рядків і стовпців пікселів МПВ відносно напрямку польоту КА (вздовж осі  $Ox$  рис. 1) [4].

Прирівнявши (9) і (10) і підставивши (11), можна визначити швидкість переміщення зображення  $v_{img}$  у фокальній площині залежно від швидкості підсупутникової точки  $v_{пт}$ . Швидкість переміщення зображення по відповідній координаті дорівнює

$$v_{img,x} = v_{пт} f'_{об} \frac{\cos(\varphi_{img} - \varphi_c)}{\cos^2 W_x} \times \frac{H + (H + R_k)(1 - \cos \gamma_x)}{H^2 + 2R_k(H + R_k)(1 - \cos \gamma_x)}, \quad (12)$$

Швидкість  $v_{img,y}$  визначається аналогічно при умові підстановки  $\varphi_r$  замість  $\varphi_c$ ,  $\gamma_y$  замість  $\gamma_x$ ,  $W_y$  замість  $W_x$  і  $\phi$  замість  $\theta$ .

Швидкість підсупутникової точки визначається за формулою [2]:

$$v_{пт}(\beta_E) = R_t(\beta_E) \left[ \frac{\mu_E}{R_0^3(\beta_E)} + \omega_E^2 \cos^2 \beta_E + 2\omega_E \cos \beta_E \frac{\mu_E^{1/2}}{k_E} R_0^2(\beta_E) R_E^{-7/2} \right]^{1/2},$$

$$R_t(\beta_E) = \sqrt{R_{min}^2 \sin^2 \beta_E + R_{max}^2 \cos^2 \beta_E},$$

$$R_0(\beta_E) = H + R_t(\beta_E),$$

де  $\mu_E = 398602 \text{ км}^3/\text{с}^2$  — гравітаційний параметр Землі,  $\omega_E = 15''/\text{с}$  — кутова швидкість Землі,  $R_E = 6371.032 \text{ км}$  — середній радіус Землі,  $\beta_E$  — широта розташування точки на поверхні Землі.

Напрямок вектора руху підсупутникової точки [2] визначається виразом

$$\text{tg} \phi_{img} = \frac{R_0^{1.5} \omega_E \cos \beta_E \sin i}{\mu_E^{1/2} - R_0^{1.5} \omega_E \cos \beta_E \cos i}.$$

За траєкторію орбіти обрано сонячно-синхронну орбіту, яка описується кутом нахилу орбіти [2, 11, 12]:

$$i = \arccos \left( -\frac{1}{k_E} \left( \frac{R_0}{R_E} \right)^{7/2} (1 - e^2)^2 \right) \approx \arccos \left( -\frac{1}{k_E} \left( \frac{R_0}{R_E} \right)^{7/2} \right),$$

де  $e \in (0; 1)$  — ексцентриситет траєкторії орбіти (для кола  $e = 0$ ),  $k_E = 10.10949$  — стала для Землі.

## РАДІОМЕТРИЧНЕ РОЗДІЛЕННЯ СИСТЕМИ

Радіометричне розділення ОЕСС потребує представлення енергетичної моделі, яка описуватиме освітленість розподілу сформованого зображення. Використовуючи методику [1, 16, 24], необхідно отримати потік випромінювання, який фокусується на МПВ.

Оптико-електронні системи спостереження працюють в деякому спектральному діапазоні  $\lambda \in (\lambda_1, \dots, \lambda_2)$ , що визначається інтегральною енергетичною світністю:

$$M_\lambda(T) = \int_{\lambda} M(\lambda, T) d\lambda = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} M(\lambda, T) d\lambda \left[ \frac{\text{Вт}}{\text{см}^2} \right].$$

Сумарний потік випромінювання від області  $A_1$  визначається як

$$\Phi_\lambda = M_\lambda A_1.$$

де  $A_1$  — площа області об'єкта, обмежена миттєвим полем зору ОЕСС, або ж площа проєкції пікселя.

Згідно з виразом (2) інтегральна енергетична яскравість дорівнює

$$L_\lambda = \frac{M_\lambda}{\pi} = \frac{I_\lambda}{A_1 \cos \alpha} \left[ \frac{\text{Вт}}{\text{см}^2 \cdot \text{ср}} \right],$$

де  $I_\lambda$  — енергетична сила світла (Вт/ср),  $\alpha$  — кут відхилення ОЕСС [4].

Потік випромінювання, виражений через силу світла, становить

$$\Phi_\lambda = \Omega_2 I_\lambda = \frac{A_2}{L_{AB}^2} I_\lambda = \frac{\pi D_{об}^2}{4 L_{AB}^2} I_\lambda,$$

де  $L_{AB}$  — довжина траси (відстань між об'єктом і ОЕСС),  $A_2$  — площа вхідної зіниці ОЕСС.

Співвідношення між тілесними кутами ОЕСС [24]:

$$A_1 \Omega_2 = A_2 \Omega_1 = \frac{A_1 A_2}{L_{AB}^2},$$

де  $\Omega_2, \text{ср}$  — тілесний кут з «конусною» основою  $A_2, \Omega_1, \text{ср}$  — тілесний кут з «конусною» основою  $A_1$ .

Припустимо, що об'єкти і фон, розташовані на земній поверхні, мають однакову температуру, але різні коефіцієнти відбивання  $\rho$  і випромінювання  $\epsilon$  (3). Для узагальнення енергетичної моделі введемо поняття коефіцієнта сірості  $\mu$ , який представлятиме або  $\rho$ , або  $\epsilon$  залежно від того, яка із систем спостережень розраховується, — телевізійна чи тепловізійна. Основна ідея полягає в тому, щоб представити контраст відбиття і випромінювання одним виразом, який характеризував би виділення об'єкта на фоні. Введемо поняття контраст сірого тіла, узагальнивши вирази (4) і (5):

$$\Delta\mu = \mu_t - \mu_b, \quad (13)$$

де  $\mu_t$  — коефіцієнт сірості об'єкта,  $\mu_b$  — коефіцієнт сірості фону.

Згідно з приведеними вище формулами можна записати інтегральний потік випромінювання, який потрапляє на МПВ від об'єкта:

$$\Phi_{D_s} = \mu\tau_{\text{атм}}\tau_{\text{об}}\Phi_\lambda = \mu\tau_{\text{атм}}\tau_{\text{об}} \frac{M_\lambda A_1 A_2}{\pi L_{AB}^2} \cos \alpha, \quad (14)$$

де  $\tau_{\text{атм}}$  — коефіцієнт пропускання атмосфери,  $\tau_{\text{об}}$  — коефіцієнт пропускання об'єкта ОЕСС (зазвичай  $\tau_{\text{об}} = 0.75 \dots 0.85$ ).

Інтегральна освітленість пікселя площею  $A_3$  дорівнює

$$E_p = \frac{\Phi_{D_s}}{A_3} = \frac{\Phi_{D_s}}{V_d W_d} \left[ \frac{\text{Вт}}{\text{см}^2} \right]. \quad (15)$$

Максимальна швидкість переміщення зображення досягається за умов сканування в надирі. Прийемо, що сканування відбувається в надирі ( $\alpha = 0$ ), і кутовий розмір об'єкта спостереження більший від миттєвого поля зору, тоді максимальна площа об'єкта, яку охоплює проекція пікселя, дорівнює

$$A_1 = A_3 \left( \frac{H}{f'_{\text{об}}} \right)^2 \approx A_3 \left( \frac{L_{AB}}{f'_{\text{об}}} \right)^2. \quad (16)$$

Підставимо (14) і (16) в (15):

$$E_\lambda = \mu\tau_{\text{атм}}\tau_{\text{об}} \frac{M_\lambda A_2}{\pi f'_{\text{об}}{}^2} = \mu\tau_{\text{атм}}\tau_{\text{об}} \frac{1}{4} \left( \frac{D_{\text{об}}}{f'_{\text{об}}} \right)^2 M_\lambda. \quad (17)$$

Із формули (17) випливає, що при кутовому розмірі об'єкта, більшому від миттєвого поля

зору пікселя і якщо не враховувати впливу зміни  $\tau_{\text{атм}}$  при відхиленні візирної осі від надиру, освітленість МПВ не залежить від відстані ОЕСС до об'єкта, а отже, в таких умовах освітленість (17) не залежить від кутів візування і відповідає результатам досліджень [19].

Матричний приймач випромінювання реєструє різницю освітленості між об'єктом і фоном (13):

$$\Delta E_\lambda = \Delta\mu \cdot \tau_{\text{атм}}\tau_{\text{об}} \frac{1}{4} \left( \frac{D_{\text{об}}}{f'_{\text{об}}} \right)^2 M_\lambda. \quad (18)$$

Розрідженість атмосфери залежить від висоти, а отже від висоти залежить і коефіцієнт пропускання атмосфери. Відповідно при відхиленні від надиру товщина атмосферного шару, яку проходить випромінювання від земної поверхні до ОЕСС, змінюється, що впливає на коефіцієнт пропускання атмосфери. Приведені апроксимовані формули визначення ефективної довжини шляху, яка характеризує товщину атмосферного шару, дійсні лише на невеликих висотах і при малих кутах нахилу. Постає завдання отримати формулу для точного визначення ефективної довжини шляху нахиленої траси, яка б враховувала розрідження атмосфери.

Спектральний коефіцієнт пропускання атмосфери визначається добутком

$$\tau_A(\lambda, \alpha) = \tau_{\text{H}_2\text{O}}(\lambda, \alpha)\tau_{\text{CO}_2}(\lambda, \alpha)\tau_s(\lambda, \alpha), \quad (19)$$

де  $\tau_{\text{H}_2\text{O}}$  — коефіцієнт пропускання за рахунок ослаблення парами води,  $\tau_{\text{CO}_2}$  — коефіцієнт пропускання за рахунок ослаблення вуглекислим газом,  $\tau_s$  — коефіцієнт пропускання за рахунок розсіювання.

Досліджуючи кожну із складових виразу (19), можна записати залежність певного параметра від висоти:

$$\begin{cases} \omega_{\text{еф}} = \omega_0 \varphi_d d \exp(-0.5154 \cdot h_i), \\ d_{\text{еф}} = d \exp(-0.313 \cdot h_i), \\ p_{\text{еф}} = p_0 \exp(-0.123 \cdot h_i), \end{cases}$$

де  $\omega_{\text{еф}}$  — ефективна товщина водяних парів (мм),  $\omega_0$  — кількість осадженої води на приземній трасі (мм/км) при вологості повітря  $\varphi_d = 100 \%$ ,  $d_{\text{еф}}$  — ефективна довжина траси вуглекислого газу,  $d = L_{AB}$ ,  $p_0$  — тиск повітря на рівні моря,  $h_i$  — висота (об'єкта або КА) над рівнем моря.

У приведених випадках знаходяться ефективні довжини трас, тому їх можна узагальнити одним виразом:

$$d_{\text{еф},j} = d \exp(-k_j h_i), \quad (20)$$

де  $d_{\text{еф},j}$  — ефективна довжина траси для  $j$ -ї складової, за рахунок якої відбувається ослаблення,  $k_j$  — коефіцієнт розрідження відповідної складової атмосфери, де для парів води  $k_1 = 0.5154$ , вуглекислого газу —  $k_2 = 0.313$  і розсіювання —  $k_3 = 0.123 \text{ км}^{-1}$ .

Згідно з рис. 3 можна розрахувати ефективну довжину шляху для нахиленої траси, використовуючи фізичне значення криволінійного інтеграла першого роду і розподіл відповідної складової у просторі (20):

$$d_{\text{еф},j} = L_{AB}(\alpha) \frac{\exp(-k_j h_0)}{k_j (h_1 - h_0)} [1 - \exp(-k_j (h_1 - h_0))].$$

Під ефективною довжиною нахиленої траси розуміється еквівалентна довжина нахиленої траси у приземних умовах, тобто така довжина горизонтальної траси на рівні моря, значення  $\tau_{\text{атм}}$  для якої дорівнювало б значенню  $\tau_{\text{атм}}$  для нахиленої траси. Знаючи  $d_{\text{еф}}$ , можна розрахувати  $\tau_{\text{атм}}$  залежно від кута відхилення від надиру  $\alpha$  за таблицями Пассмана — Лармора по алгоритму [5, 6, 8].

Довжина траси визначається з врахуванням деяких формул (10) [4]:

$$L_{AB}(\alpha) = \frac{1}{\cos \alpha} [H + R_k (1 - \cos \gamma)].$$

У більшості науково-технічної літератури радіометричне розділення визначається для статичних систем з необмеженим часом зйомки, а результати дослідження енергетичного розділення для динамічних систем — практично відсутні. Оскільки в космічних ОЕСС, які аналізуються в даній роботі, зміщується зображення (11) протягом часу інтегрування  $t_i$ , то необхідно оцінити його вплив на радіометричну роздільну здатність залежно від кутів візування.

Припустимо, що динамічна ОЕСС формує ідеальний безабераційний рівномірний сигнал прямокутної форми на деякому пікселі МПВ:

$$\text{rect}(x, V_d) = \begin{cases} 1, & |x| \leq 0.5V_d, \\ 0, & |x| > 0.5V_d. \end{cases} \quad (21)$$

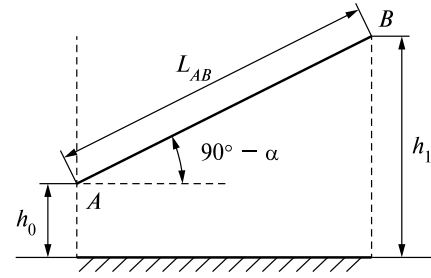


Рис. 3. Схема розташування ОЕСС в точці B і об'єкт спостереження в точці A

За рахунок динаміки руху КА сигнал (21) переміщується на пікселі, і у відповідний момент часу піксель сприйме певну частину сигналу залежно від їхнього відносного розташування. Відносна величина сприйнятого сигналу описується згортокою двох функцій у припущенні, що чутливість також описується виразом (21):

$$\begin{aligned} S(\Delta x, V_d) &= \text{rect}(\Delta x, V_d) * \text{rect}(\Delta x, V_d) = \\ &= \int_{-0.5V_d}^{0.5V_d} \text{rect}(\Delta x - x, V_d) \text{rect}(x, V_d) dx, \end{aligned}$$

$$S(\Delta x, V_d) = \text{tri}(\Delta x, V_d) = \begin{cases} 1 - \frac{|\Delta x|}{V_d}, & |\Delta x| \leq V_d, \\ 0, & |\Delta x| > V_d. \end{cases}$$

де  $\text{tri}(x)$  — трикутна функція.

Величина зміщення сигналу відносно пікселя дорівнює

$$\Delta x = v_{\text{img},x} t_i.$$

де  $t_i$  — відповідний момент часу відносно початку інтегрування.

Відносний сумарний сигнал, який сприйме піксель за час  $t_i$  з урахуванням руху зображення, можна визначити за допомогою виразів

$$\begin{aligned} U_{S,t}(t, v_{\text{img}}, V_d) &= \frac{1}{t} \int_0^t S(t \cdot v_{\text{img}}, V_d) dt, \\ U_{S,x}(t_i, \theta) &= \begin{cases} 1 - \left| \frac{t_i \cdot v_{\text{img},x}(\theta)}{2V_d} \right|, & |t_i \cdot v_{\text{img},x}(\theta)| \leq V_d, \\ \left| \frac{V_d}{2t_i \cdot v_{\text{img},x}(\theta)} \right|, & |t_i \cdot v_{\text{img},x}(\theta)| > V_d. \end{cases} \end{aligned} \quad (22)$$

Формула (22) показує, що при збільшенні періоду пікселів  $V_d$  збільшується і кількість на-

копиченої енергії, при зменшенні часу кількість енергії зменшується, а при зменшенні швидкості переміщення зображення кількість накопиченої енергії збільшується. Формула (22) необхідна лише для експертної оцінки, а для більш точних результатів необхідно сигнал, що падає на піксель, описувати згортокою форми об'єкта з функцією розсіювання точки і використовувати формулу, яка описуватиме швидкість переміщення зображення залежно від часу  $t_p$ , яку можна отримати із формул (9) і (10).

Енергетику динамічних систем краще описувати не освітленістю, а експозицією [1, 16, 24], бо ця енергетична величина характеризує не лише падаюче випромінювання, а і сам приймач випромінювання, визначаючи кількість сприйнятої енергії.

Радіометричне розділення динамічної ОЕСС залежно від кутів візування із врахуванням (18) і (22) визначається з виразу

$$H_\lambda(\alpha) = t_i \Delta E_\lambda(\alpha) = \frac{1}{4} \Delta\mu \cdot \tau_{об} \tau_{атм}(\alpha) \left( \frac{D_{об}}{f'_{об}} \right)^2 M_\lambda t_i U_{S,x}(t_D, \theta) U_{S,y}(t_D, \phi).$$

Відповідно радіометричне розділення:

$$\Delta\mu(\alpha) = \frac{4H_\lambda}{\tau_{об} \tau_{атм}(\alpha) M_\lambda t_D U_S(t_D, \alpha) \left( \frac{f'_{об}}{D_{об}} \right)^2}.$$

### ПРИКЛАДИ РОЗРАХУНКУ

Як приклад використання моделей і методів розрахунку розглянемо сканер тепловізійної системи спостереження при таких параметрах:

- висоти КА  $H_1 = 500$  км і  $H_2 = 670$  км, температура повітря  $t_{air} = 20.5$  °С; вологість повітря над Києвом (широта  $\beta_E = 50.45^\circ$ )  $\varphi_d = 75$  %; метеорологічна дальність видимості  $d_v = 15$  км; температура тест-об'єкта, за якою визначається NETD МПВ,  $T_d = 300$  К [24]; коефіцієнт пропускання об'єктива  $\tau_{об} = 0.8$ ; температура об'єкта і фону на поверхні Землі  $T_{tar} = 20$  °С; контраст сірого тіла над фоном  $\Delta\mu = 0.92 - 0.69 = 0.23$  (порівнюються коефіцієнти випромінювання бетону і асфальту [1], наприклад аеропорт), можливість відхилення за кутами візування тангажу і крену  $\theta_{max} = \phi_{max} = 45^\circ$ , за кутом рискання  $\psi = 0$  поворот не відбувається;  $R_{min} = 6356.777$  км і  $R_{max} =$

$= 6378.160$  км — радіуси Землі біля полюсів і екватора відповідно;

- тепловий МПВ GST417V: період пікселів  $V_{Dt} \times W_{Dt} = 17 \times 17$  мкм; спектральний діапазон  $\Delta\lambda_t = 8...14$  мкм; середня довжина хвилі  $\lambda_{ct} = 10$  мкм; еквівалентна шуму різниця температур  $NETD_t = 40$  мК; час інтегрування  $t_{it} = 12$  мс; роздільна здатність  $p_t \times q_t = 300 \times 400$  пкл; діафрагмове число  $k_{e\phi t} = 1$ ;

- фотонний МПВ С615S LWIR: період пікселів  $V_{Dp} \times W_{Dp} = 15 \times 15$  мкм; спектральний діапазон  $\Delta\lambda_p = 7.7...9.5$  мкм; середня довжина хвилі  $\lambda_{cp} = 8.5$  мкм; еквівалентна шуму різниця температур  $NETD_p = 35$  мК; частота зчитування з одного виходу  $f_{Dp} = 10$  МГц, кількість виходів  $N_{Dp} = 4$ ; роздільна здатність  $p_p \times q_p = 512 \times 640$  пкл; діафрагмове число  $k_{e\phi p} = 2$ .

Проміжні розрахунки дають такі значення параметрів: радіуси Землі  $R_t = 6365.455$  км і  $R_\lambda = 6373.58$  км; кути нахилу орбіт залежно від висоти  $i_1 = 97.383^\circ$  і  $i_2 = 98.047^\circ$ ; швидкість підсупутникової точки  $v_{пт1} = 7108.611$  м/с і  $v_{пт2} = 6857.689$  м/с; напрямок вектора руху підсупутникової точки  $\varphi_{img1} = 2.357^\circ$  і  $\varphi_{img2} = 2.439^\circ$ ; частоти Найквіста  $v_{Nt} = 29.41$  мм<sup>-1</sup> і  $v_{Np} = 33.33$  мм<sup>-1</sup>; кількість пікселів для фотонного МПВ  $N_{ap} = p_p \times q_p = 327680$ , кількість пікселів на один вихід  $N_{ep} = N_{ap} / N_{Dp} = 81920$ , частота кадрів  $f_{fp} = f_{Dp} / N_{ep} = 122.07$  Гц, час інтегрування дорівнює  $t_{ip} = 1/f_{fp} = 8.192$  мс; експозиція, еквівалентна пороговому сигналу (SNR = 1)  $H_{\lambda t} = 3.158 \cdot 10^{-4}$  Дж/м<sup>2</sup> і  $H_{lp} = 1.803 \cdot 10^{-5}$  Дж/м<sup>2</sup>.

**Синтез узгодженої оптико-електронної системи спостереження.** Використовуючи формули (6) і (8), можна визначити мінімальне просторове розділення ОЕСС, яке враховує динаміку руху КА, а сам критерій має вигляд

$$V_D \geq t_D v_{img,x}.$$

Дана нерівність показує, що «ідеальна» точка зображення, яка перебуває на одному краю пікселя, не повинна за час інтегрування переміститись далі межі пікселя, щоб її енергія повністю була сприйнята пікселем. Враховуючи, що максимальна швидкість переміщення зображення досягається при скануванні в надири, то відповідно можна із приведеної нерівності визначити макси-



мально допустиму фокусну відстань об'єктива:

$$f'_{об} \leq \frac{V_D H}{t_D v_{пт} \cos \varphi_{img}}.$$

Дослідження показали, що у зв'язку із великим часом відгуку МПВ при наведених умовах просторове розділення обмежується для теплових МПВ. Тому для забезпечення однакових умов зйомки спочатку визначимо параметри для теплового МПВ, і тоді на основі рівності миттєвих полів зору між ОЕСС з тепловим і фотонним МПВ знайдемо параметри для ОЕСС з фотонним МПВ:

$$f'_{обр} = f'_{обт} \frac{V_{Dp}}{V_{Dt}}.$$

де  $f'_{обт}$  — фокусна відстань об'єктива ОЕСС з матрицею GST417V,  $f'_{обр}$  — фокусна відстань об'єктива ОЕСС з матрицею С615S LWIR.

Фокусні відстані залежно від висоти дорівнюють: для ОЕСС з матрицею GST417V  $f'_{обт1} = 99.73$  мм і  $f'_{обт2} = 138.54$  мм, а для ОЕСС з матрицею С615S LWIR —  $f'_{обр1} = 88$  мм і  $f'_{обр2} = 122.24$  мм.

Діаметр об'єктива ОЕСС з мікроболометричними матрицями підбирається на основі узгодження параметрів МПВ і об'єктива на основі критерію узгодження на просторовій частоті Найквіста або рівності МПФ компонентів при контрасті в 50 %:

$$D_{об} = 1.679 \frac{\lambda f'_{об}}{V_D}$$

і

$$D_{об} = 1.472 \frac{\lambda f'_{об}}{V_D}.$$

Будемо вважати, що об'єктиви є дифракційно обмеженими і без екранування. Щоб зробити узгодження системи для отримання кращого контрасту, в даному прикладі обрано вираз з коефіцієнтом 1.472. Відповідно діаметри об'єктивів ОЕСС залежно від висоти для матриці GST417V становлять  $D_{обт1} = 86.35$  мм і  $D_{обт2} = 119.96$  мм. У зв'язку зі специфікою конструкції фотонних матриць з охолодженням, діаметр їхньої вхідної зіниці має бути меншим від фокусної відстані більш ніж удвічі [7], тому діаметри об'єктивів ОЕСС для матриці С615S LWIR дорівнюють  $D_{обр1} = 44$  мм і  $D_{обр2} = 61.12$  мм.

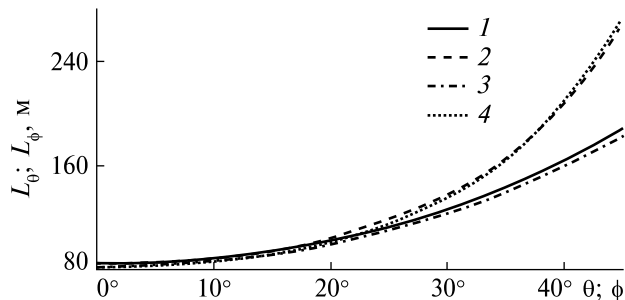
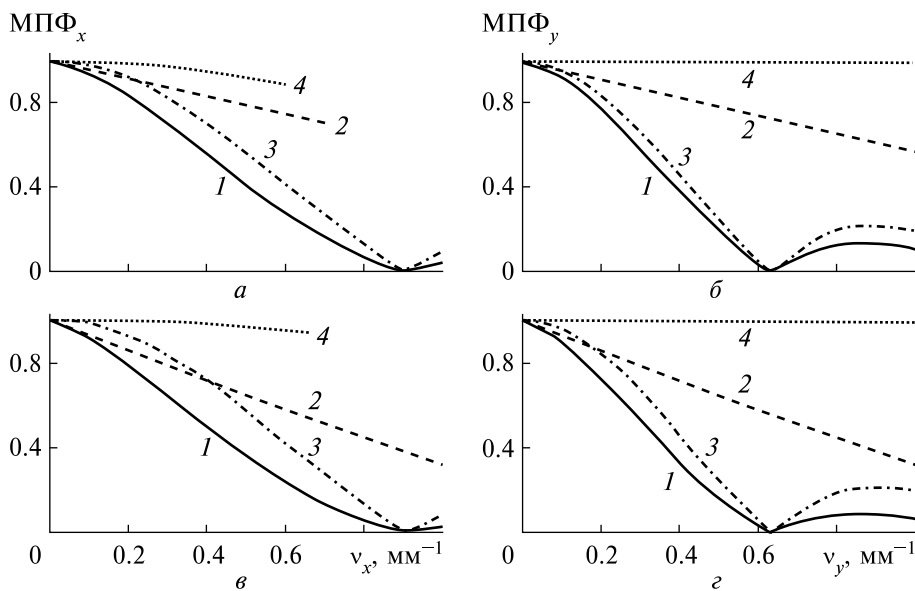


Рис. 4. Просторове розділення ОЕСС залежно від кутів візування: 1 — в напрямку польоту на висоті  $H_1$ , 2 — поперек польоту на висоті  $H_1$ , 3 — в напрямку польоту на висоті  $H_2$ , 4 — поперек польоту на висоті  $H_2$

**Розрахунок МПФ оптико-електронної системи спостереження.** Оскільки для ОЕСС з тепловим і фотонним МПВ миттєвий кут поля зору однаковий, то на рис. 4 відображено залежність просторового розділення вздовж і поперек польоту для обох висот незалежно від приймача випромінювання. Також припустимо, що ОЕСС одночасно відхиляється по тангажу і крену на однакові кути, щоб одночасно показати вплив обох кутів. З рис. 4 можна побачити, що просторове розділення в надирі для висоти  $H_1$  в напрямку і поперек польоту  $L_{\theta 1} = L_{\phi 1} = 85.23$  м, а для висоти  $H_1 - L_{\theta 2} = L_{\phi 2} = 82.22$  м. Після відхилення на кути  $\theta_{max} = \phi_{max} = 45^\circ$ , просторове розділення погіршилося та становило  $L_{\theta 1} = 188.59$  м,  $L_{\phi 1} = 269.61$  м і  $L_{\theta 2} = 182.99$  м,  $L_{\phi 2} = 273.96$  м. Зауважимо, що згідно з роботою [4] просторове розділення залежить не лише від кутів візування (так звана «послідовність відхилення»), а й від механічної конструкції відхилення. Якщо перший вузол кріплення відхиляє по крену другий вузол кріплення, а відповідно другий вузол кріплення відхиляє закріплену ОЕСС по крену, то така система називається система відхилення за послідовністю «тангаж — крен», якщо ж перший вузол відхиляє по крену, а другий по тангажу, то це послідовність відхилення «крен — тангаж», причому деформація для різних послідовностей відхилення буде різною, а просторове розділення в напрямку і поперек польоту також буде різним.

(Примітка. Розрахунки залежності характеристик ОЕСС від кутів візування приводяться при умові, коли відхилення по тангажу і крену відбува-



**Рис. 5.** Нормовані по частоті Найквіста МПФ компонентів ОЕСС на висоті  $H_1$  при кутах візування  $\theta = \phi = 45^\circ$ : *a* — для ОЕСС з матрицею GST417V (по осі  $Ox$ ), *б* — для ОЕСС з матрицею GST417V (по осі  $Oy$ ), *в* — для ОЕСС з матрицею C615S LWIR (по осі  $Ox$ ), *г* — для ОЕСС з матрицею C615S LWIR (по осі  $Oy$ ). Суцільні криві 1 — ОЕСС, штрихові криві 2 — об’єктив, штрих-пунктирні криві 3 — МПВ, пунктирні криві 4 — зміщення

ється одночасно на однакові кути, тобто «по діагоналі»  $\theta = \phi$ ).

Враховуючи спотворення і збільшення проєкції пікселя МПВ при відхиленні від надиру та динаміку руху КА, яка виражається в швидкості переміщення зображення у фокальній площині, на рис. 5 представлено нормовані по частоті Найквіста МПФ компонентів і вислідної ОЕСС для аналізу впливу кожного фактору при зйомці на висоті  $H_1$ . У зв’язку із тим, що системи із фотонним і тепловим МПВ мають однакове миттєве поле зору, але об’єктиви формують різні масштаби зображення в лінійних величинах і однакові відносно періоду пікселів, то для коректного порівняння необхідно провести нормування за частотою Найквіста. Результати аналізу показують, що при таких умовах і за рахунок кращої швидкодії фотонного МПВ вплив за рахунок зміщення зображення менший у порівнянні з тепловим МПВ та зменшується при відхиленні від надиру, а за рахунок специфіки конструкції систем із фотонними МПВ, які мають практично удвічі менший відносний отвір від систем із тепловими МПВ, МПФ об’єктива в них гірша. Значний вплив зміщення проявляється лише вздовж напрямку польоту, бо в основному зображення рухається під кутом приблизно  $2.4^\circ$  до напрямку польоту, і тому важливо враховувати кути нахилу  $\varphi_r$ ,  $\varphi_c$  та кут рискання  $\psi$ . З графіків

помітно, що головним обмеженням контрасту є просторове розділення, яке призводить до погіршення контрасту при збільшенні кута відхилення від надиру.

Аналіз рис. 6 показав, що відмінності між МПФ теплового і фотонного МПВ при однакових умовах непомітні, а узгоджені системи з тепловим МПВ даватимуть практично таку ж якість зображення на різних висотах. Узгодженість компонентів ОЕСС на різних висотах помітна на кривих 1 і 3, які є однаковими.

У зв’язку із тим, що компоненти ОЕСС можуть давати однакові результати контрасту на частотах Найквіста для різних МПВ (або частоті розділення об’єктива), аналіз на основі МПФ не дозволить повноцінно порівняти між собою різні ОЕСС. Оскільки для різних ОЕСС при однакових контрастах можуть бути різні значення просторових частот, які характеризують систему, запропоновано аналізувати ОЕСС, використовуючи ефективну просторову смугу пропускання (ЕПСП) [3]:

$$\Delta v_{\text{еф}} = v_N MTF_S(v_N),$$

де  $v_{Nx} = 0.5/V_D$  — частота Найквіста по осі  $Ox$ .

На рис. 7 представлено криві, які характеризують ОЕСС з різними приймачами на різних висотах залежно від кутів візування. Видно значний вплив динаміки руху на кривих в напрямку і поперек польоту КА, але за рахунок кращого

об'єктива в системі з тепловим МПВ результати ЕПСР в напрямку польоту кращі лише у 1.2 і 1.6 рази поперек польоту при зйомці в надирі. Аналіз ОЕСС з тепловим і фотонним МПВ показує, що на максимальних кутах візування ЕПСР практично однакові, а також що відхилення візирної осі на кути візування понад  $30^\circ$  недоцільне при таких умовах у зв'язку із низькою ЕПСР, що свідчить про погану якість отриманого зображення. Причиною того, що при кутах  $35^\circ$  і  $42^\circ$  відбувається падіння до нуля (в залежності від напрямку) є те, що значення МПФ системи на цій просторовій частоті Найквіста дорівнює нулю, тобто просторове роздільня досягло такої величини, при якій МПФ детектора (7) дорівнюватиме нулеві. Аналізуючи рис. 6 і просторові частоти Найквіста, можна помітити, що при такому максимальному відхиленні від надиру відбуватиметься елайзінг — утворення низькочастотних артефактів зображення на виході системи під час дискретизації сигналу за рахунок накладання спектрів високих і низьких частот [9, 18, 16, 26].

На рис. 8 показано залежність коефіцієнта пропускання атмосфери залежно від кутів візування для різних спектральних діапазонів. Коефіцієнт пропускання в надирі для теплового МПВ становить  $\tau_t = 57\%$ , для фотонного МПВ —  $\tau_p = 50\%$ , і для спектрального діапазону  $\Delta\lambda = 3...5$  мкм —  $\tau = 41\%$ . Можна побачити, що відхилення від надиру по-різному впливає на кожен із спектральних діапазонів, де для теплового МПВ із спектральним діапазоном  $\Delta\lambda_t = 8...14$  мкм різниця між пропусканням в надирі і при максимальному відхиленні на висоті  $H_1$  становить  $\Delta\tau_{t1} = 36\%$ , а на висоті  $H_2$  —  $\Delta\tau_{t2} = 38\%$ , для фотонного приймача  $\Delta\tau_{p1} = 42\%$  і  $\Delta\tau_{p2} = 45\%$ , і для спектрального діапазону  $\Delta\lambda = 3...5$  мкм —  $\Delta\tau_1 = 26\%$  і  $\Delta\tau_2 = 27\%$ . Різниця коефіцієнтів пропускання атмосфери на різних висотах практично непомітна і проявляється більшою мірою при скануванні ближче до максимальних кутів візування. Варто звернути увагу на значення коефіцієнтів при максимальних кутах відхилення. Розраховуючи пропускання траси в приземних умовах для невеликих відстаней ефективним по пропусканню буде спектральний діапазон  $\Delta\lambda = 8...14$  мкм, а при значних відстанях —  $\Delta\lambda = 3...5$  мкм. Важливу

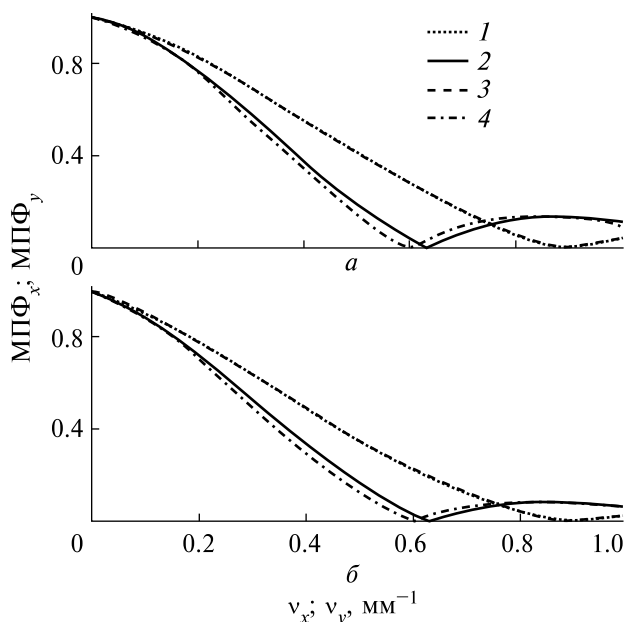


Рис. 6. Нормовані по частоті Найквіста МПФ ОЕСС на різних висотах при кутах візування  $\theta = \phi = 45^\circ$ : *a* — для ОЕСС з матрицею GST417V, *b* — для ОЕСС з матрицею C615S LWIR. Криві 1 — по осі  $Ox$  на висоті  $H_1$ , 2 — по осі  $Oy$  на висоті  $H_1$ , 3 — по осі  $Ox$  на висоті  $H_2$ , 4 — по осі  $Oy$  на висоті  $H_2$

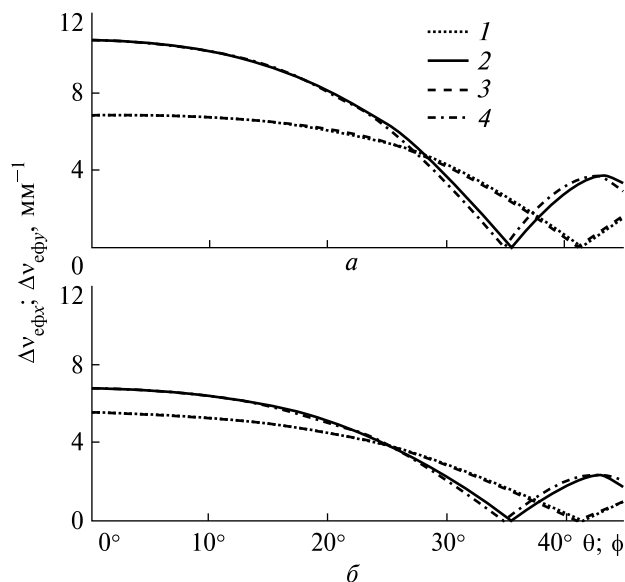
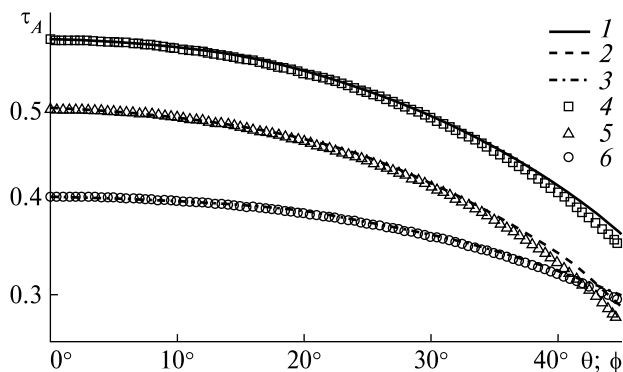
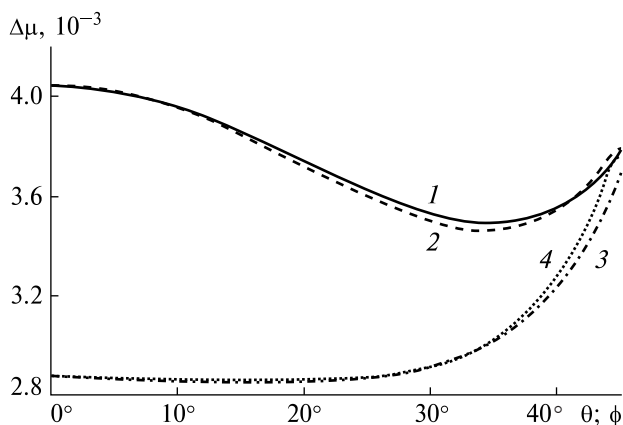


Рис. 7. Ефективна просторова смуга пропускання ОЕСС на різних висотах залежно від кутів візування: *a* — для ОЕСС з матрицею GST417V, *b* — для ОЕСС з матрицею C615S LWIR. Криві 1 — по осі  $Ox$  на висоті  $H_1$ , 2 — по осі  $Oy$  на висоті  $H_1$ , 3 — по осі  $Ox$  на висоті  $H_2$ , 4 — по осі  $Oy$  на висоті  $H_2$



**Рис. 8.** Коефіцієнт пропускання атмосфери залежно від кутів візування для різних спектральних діапазонів: 1 — для матриці GST417V з висоти  $H_1$ , 2 — для матриці C615S LWIR з висоти  $H_1$ , 3 — для діапазону  $\Delta\lambda = 3 \dots 5$  мкм з висоти  $H_1$ , 4 — для матриці GST417V з висоти  $H_2$ , 5 — для матриці C615S LWIR з висоти  $H_2$ , 6 — для діапазону  $\Delta\lambda = 3 \dots 5$  мкм з висоти  $H_2$



**Рис. 9.** Залежність радіометричного розділення від кутів візування: 1 — для ОЕСС з матрицею GST417V на висоті  $H_1$ , 2 — для ОЕСС з матрицею GST417V на висоті  $H_2$ , 3 — для ОЕСС з матрицею C615S LWIR на висоті  $H_1$ , 4 — для ОЕСС з матрицею C615S LWIR на висоті  $H_2$

роль відіграє ширина спектрального діапазону, і як показано на рис. 8, що ширший спектральний діапазон, то більший середній коефіцієнт пропускання атмосфери у вікнах прозорості.

На рис. 9 показано залежність радіометричного розділення від кутів візування для різних висот і МПВ. Аналогічно попереднім результатам, суттєвої різниці в радіометричному розділенні для різних висот немає для порівняння ОЕСС з однаковими МПВ, а невелика різниця

проявляється у використанні різних типів приймачів. Результати показують, що використання фотонного МПВ дає у 1.4 раза краще розділення в надирі, ніж використання теплового МПВ, за рахунок кращої швидкодії. При максимальних кутах відхилення результати практично однакові. Аналіз радіометричного розділення за кутами візування для кожного типу МПВ показує, що для фотонних МПВ радіометричне розділення зменшується у 1.3 раза відносно надиру, а для теплових МПВ залишається практично сталим, і навіть в діапазоні кутів  $25^\circ \dots 45^\circ$  покращується за рахунок зменшення швидкості переміщення зображення при відхиленні від надиру.

### ВИСНОВКИ

На основі дослідження отриманої МПФ встановлено, що:

- при відхиленні від надиру погіршується МПФ системи, але зменшується швидкість переміщення зображення у фокальній площині, що зменшує розмиття зображення і покращує МПФ системи. Вплив зміщення зображення поперек польоту для теплових приймачів випромінювання є незначним, і його можна не враховувати. Використання фотонних приймачів випромінювання із малою постійною часу дозволяє зменшити вплив зміщення зображення на МПФ системи і розглядати її практично як статичну;
- аналіз систем за ефективною просторовою смугою пропускання показав, що при таких параметрах системи недоцільно проводити зйомку при кутах візування понад  $30^\circ$ , бо її МПФ зменшується до нуля.

Практичні рекомендації на основі отриманих результатів дослідження такі:

- необхідно використовувати ефективну просторову смугу пропускання для визначення допустимих відхилень по кутах візування, при яких можна отримати задовільну якість зображення;
- можна використовувати додатковий доворот по кутах візування, що дозволить зменшити вплив зміщення зображення і покращити мінімальне просторове розділення системи.

При подальших дослідженнях доцільно врахувати вплив аберацій об'єктива і розмірів пікселів МПВ на просторове розділення ОЕСС.

## ЛІТЕРАТУРА

1. Колобродов В. Г., Лихоліт М. І. *Проектування тепловізійних і телевізійних систем спостереження*. Київ: НТУУ «КПІ», 2007.
2. Колобродов В. Г., Тягур В. М., Пінчук Б. Ю. Модуляційна передавальна функція системи дистанційного зондування при відхиленні осі візування від надиру. *Наук. вісті НТУУ «КПІ»*. 2018. № 6. С. 66–80. doi: 10.20535/1810-0546.2018.6.149681.
3. Колобродов В. Г. Оптимізація параметрів об'єктива і мікроболометричної матриці тепловізора. *Наук. вісті НТУУ «КПІ»*. 2015. № 1(99). С. 91–95.
4. Колобродов В. Г., Тягур В. М., Пінчук Б. Ю. Вплив кутів візування та кривизни поверхні Землі на просторове розділення космічної оптико-електронної системи спостереження. *Наук. вісті НТУУ «КПІ»*. 2018. № 5. С. 63–75. doi: 10.20535/1810-0546.2018.5.140106.
5. Джемисон Дж. Э., Мак-Фи Р. Х., Пласс Дж. Н., Грубе Р. Г., Ричардс Р. Дж. *Физика и техника инфракрасного излучения*. Москва: Сов. радио, 1965.
6. Криксунов Л. З. *Справочник по основам инфракрасной техники*. Москва: Сов. радио, 1978.
7. Патрашин А. И. Метод расчета параметров ИК матричного фотоприемного устройства. *Научно-производственное объединение «ОРИОН»*. 2010. № 2. С. 103–108.
8. Хадсон Р. Д. *Инфракрасные системы*. Москва: Мир, 1972.
9. Boreman G. D. *Modulation transfer function in optical and electro-optical systems*. Bellingham, Washington USA: SPIE Press, 2001. doi: 10.1117/3.419857.
10. Campbell J. B., Wynne R. H. *Introduction to Remote Sensing*. New York, London: The Guilford Press, 2011. doi: 10.3390/rs5010282.
11. Capderou M. *Satellites. Orbits and Missions*. Paris: Springer-Verlag France, 2005. doi: 10.1007/b139118.
12. Capderou M. *Handbook of Satellite Orbits. From Kepler to GPS*. Paris: Springer Int. Publ. Switzerland, 2014. doi: 10.1007/978-3-319-03416-4.
13. Chen C. H. *Signal and Image Processing for Remote Sensing*. Boca Raton, New York, London: CRC Press, 2012. doi: 10.1201/b11656.
14. Deng Q., Feng H., Xu Z., Li Q., Chen Y., Dong W. Study on MTF of remote sensing imaging under arbitrary known vibration. *Proc. of SPIE*. 2012. № 8420. P. 84200W-1–84200W-6. doi: 10.1117/12.966412.
15. Downman I., Jacobsen K., Konecny G., Sandau R. *High Resolution Optical Satellite Imagery*. Dunbeath, UK: Whittles Publ., 2012. doi: 10.1080/01431161.2012.748512.
16. Driggers R. G., Friedman M. H., Nichols J. M. *Introduction to Infrared and Electro-Optical Systems*. Boston, London: Artech House, 2012.
17. Driggers R. G., Young S. S., Jacobs E. L. *Signal Processing and Performance Analysis for Imaging Systems*. Boston, London: Artech House, 2008.
18. Fiete R. D. *Modeling the Imaging Chain of Digital Cameras*. Bellingham, Washington USA: SPIE Press, 2010. doi: 10.1117/3.868276.
19. Kolobrodov V. G., Lykholit M. I., Mykytenko V. I., Tiagur V. M., Dobrovolska K. V. Calculation Model for Optoelectronic Remote Sensing System's Radiometric Resolution at Arbitrary Viewing Angles. *Visnyk NTUU KPI. Ser. Radiotekhnika Radioaparotobuduvannia*. 2017. № 69. P. 30–34. doi: 10.20535/RADAP.2017.69.30-34.
20. Kolobrodov V. G., Mykytenko V. I., Tymchik G. S., Tiagur V. M., Dobrovolska C. V., Komada P., Mussabekova A., Targeusizova A., Iskakova A. Spaceborne linear array imager's spatial resolution for arbitrary viewing angles. *Proc. of SPIE*. 2017. № 10445. P. 104450J-1–104450J-9. doi: 10.1117/12.2280909.
21. Li J., Liu Z., Liu F. Using sub-resolution features for self-compensation of the modulation transfer function in remote sensing. *Opt. Soc. Amer.* 2017. P. 4018–4037. doi: 10.1364/OE.25.004018.
22. Rainer S. *Digital Airborne Camera. Introduction and Technology*. Dordrecht Netherlands: Springer, 2010. doi: 10.1007/978-1-4020-8878-0.
23. Reda I., Andreas A. *Solar Position Algorithm for Solar Radiation Applications*. Golden, Colorado: National Renewable Energy Laboratory, 2008. doi:10.2172/15003974.
24. Rogalski A. *Infrared and Terahertz Detectors*. Boca Raton, New York, London: CRC Press, 2019. doi: 10.1201/b21951.
25. Shen-En Q. *Optical Satellite Signal Processing and Enhancement*. Bellingham, Washington USA: SPIE Press, 2013. doi: 10.1117/3.1000981.
26. Vollmerhausen R. H., Reago D. A. Jr., Driggers R. G. *Analysis and evaluation of sampled imaging systems*. Bellingham, Washington USA: SPIE Press, 2010. doi: 10.1117/3.853462.
27. Weng Q. *Advances in Environmental Remote Sensing: Sensors, Algorithms, and Applications*. Boca Raton, New York, London: CRC Press, 2011. doi: 10.1201/b10599.
28. Williams Dr. D. R. *Sun Fact Sheet*. NASA Goddard Space Flight Center. USA, 2004. URL: <https://web.archive.org/web/20100715200549/http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/sunfact.html>. (дата звернення: 24.02.2021).

29. Williams Dr. D. R. *Sun Fact Sheet*. NASA Goddard Space Flight Center. USA, 2018. URL: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/sunfact.html> (дата звернення: 24.02.2021).
30. Xin M., Shuyan X., Guangxin L., Jun H. Remote Sensing Image Restoration with Modulation Transfer Function Compensation Technology In-orbit. *Proc. of SPIE*. 2012. № 8768. P. 87681K-1—87681K-5. doi: 10.1117/12.2010775.

Стаття надійшла до редакції 10.03.2021

## REFERENCES

1. Kolobrodov V. G., Liholit N. I. (2007). *Development of thermovision and television systems*. Kyiv: NTUU “KPI”.
2. Kolobrodov V. G., Tiagur V. M., Pinchuk B. Yu. (2018). Modulation transfer function of the remote sensing system when the line of sight deviates from the nadir. *KPI Sci. News*, № 6, 66—80. doi: 10.20535/1810-0546.2018.6.149681.
3. Kolobrodov V. G. (2015). Parameters Optimization of the Imager’s Lens and Microbolometer Matrix. *KPI Sci. News*, № 1(99), 91—95.
4. Kolobrodov V. G., Tiagur V. M., Pinchuk B. Yu. (2018). Influence of angles of sighting and the Earth’s surface curvature on the spatial resolution of the space electro-optical viewing system. *KPI Sci. News*, № 5, 63—75. doi: 10.20535/1810-0546.2018.5.140106.
5. Jamieson J. A., McFee R. H., Plass G. N., Grube R. H., Richards R. G. (1963). *Infrared Physics and Engineering*. New York: McGraw-Hill.
6. Kriksunov L. Z. (1978). *Handbook on the basics of infrared technology*. Moscow: Sovetskoe radio.
7. Patrashin A. I. (2010). Calculation technique of IR array photoelectric parameters. *Orion Research-and-Production Association*, № 2, 103—108.
8. Hudson R. D. (1969). *Infrared System Engineering*. New York: John Wiley and Sons Ltd.
9. Boreman G. D. (2001). *Modulation transfer function in optical and electro-optical systems*. Bellingham, Washington USA: SPIE Press. doi: 10.1117/3.419857.
10. Campbell J. B., Wynne R. H. (2011). *Introduction to Remote Sensing*. New York, London: The Guilford Press. doi: 10.3390/rs5010282.
11. Capderou M. (2005). *Satellites. Orbits and Missions*. Paris France: Springer-Verlag France. doi: 10.1007/b139118.
12. Capderou M. (2014). *Handbook of Satellite Orbits. From Kepler to GPS*. Paris France: Springer International Publishing Switzerland. doi: 10.1007/978-3-319-03416-4.
13. Chen C. H. (2012). *Signal and Image Processing for Remote Sensing*. Boca Raton, New York, London: CRC Press. doi: 10.1201/b11656.
14. Deng Q., Feng H., Xu Z., Li Q., Chen Y., Dong W. (2012) Study on MTF of remote sensing imaging under arbitrary known vibration. *Proc. of SPIE*, № 8420, 84200W-1—84200W-6. doi: 10.1117/12.966412.
15. Dorman I., Jacobsen K., Konecny G., Sandau R. (2012). *High Resolution Optical Satellite Imagery*. Dunbeath, UK: Whittles Publ. doi: 10.1080/01431161.2012.748512.
16. Driggers R. G., Friedman M. H., Nichols J. M. (2012). *Introduction to Infrared and Electro-Optical Systems*. Boston, London: Artech House.
17. Driggers R. G., Young S. S., Jacobs E. L. (2008). *Signal Processing and Performance Analysis for Imaging Systems*. Boston, London: Artech House.
18. Fiete R. D. (2010). *Modeling the Imaging Chain of Digital Cameras*. Bellingham, Washington USA: SPIE Press. doi: 10.1117/3.868276.
19. Kolobrodov V. G., Lykholit M. I., Mykytenko V. I., Tiagur V. M., Dobrovolska K. V. (2017). Calculation Model for Optoelectronic Remote Sensing System’s Radiometric Resolution at Arbitrary Viewing Angles. *Visnyk NTUU KPI. Ser. Radiotekhnika Radioaparotobuduvannia*, № 69, 30—34. doi: 10.20535/RADAP.2017.69.30-34.
20. Kolobrodov V. G., Mykytenko V. I., Tymchik G. S., Tiagur V. M., Dobrovolska C. V., Komada P., Mussabekova A., Targuizova A., Iskakova A. (2017). Spaceborne linear array imager’s spatial resolution for arbitrary viewing angles. *Proc. of SPIE*, № 10445, 104450J-1—104450J-9. doi: 10.1117/12.2280909.
21. Li J., Liu Z., Liu F. (2017). Using sub-resolution features for self-compensation of the modulation transfer function in remote sensing. *Opt. Soc. Amer.*, 4018—4037. doi: 10.1364/OE.25.004018.
22. Rainer S. (2010). *Digital Airborne Camera. Introduction and Technology*. Dordrecht Netherlands: Springer. doi: 10.1007/978-1-4020-8878-0.
23. Reda I., Andreas A. (2008). *Solar Position Algorithm for Solar Radiation Applications*. Golden, Colorado: National Renewable Energy Laboratory. doi:10.2172/15003974.
24. Rogalski A. (2019). *Infrared and Terahertz Detectors*. Boca Raton, New York, London: CRC Press doi: 10.1201/b21951.
25. Shen-En Q. (2013). *Optical Satellite Signal Processing and Enhancement*. Bellingham, Washington USA: SPIE Press. doi: 10.1117/3.1000981.
26. Vollmerhausen R. H., Reago D. A. Jr., Driggers R. G. (2010). *Analysis and evaluation of sampled imaging systems*. Bellingham, Washington USA: SPIE Press. doi: 10.1117/3.853462.

27. Weng Q. (2011). *Advances in Environmental Remote Sensing: Sensors, Algorithms, and Applications*. Boca Raton, New York, London: CRC Press. doi: 10.1201/b10599.
  28. Williams Dr. D. R. (2004). *Sun Fact Sheet*. NASA Goddard Space Flight Center. USA. URL: <https://web.archive.org/web/20100715200549/http://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/sunfact.html>. (Last accessed: 24.02.2021).
  29. Williams Dr. D. R. (2018). *Sun Fact Sheet*. NASA Goddard Space Flight Center. USA. URL: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/sunfact.html>. (Last accessed: 24.02.2021).
  30. Xin M., Shuyan X., Guangxin L., Jun H. (2012). Remote Sensing Image Restoration with Modulation Transfer Function Compensation Technology In-orbit. *Proc. of SPIE*, № 8768, 87681K-1—87681K-5. doi: 10.1117/12.2010775.
- Received 10.03.2021

V. G. Kolobrodov<sup>1</sup>, Head of Department, Professor, Dr. Sci. in Tech.

N. I. Lykholit<sup>2</sup>, Director, Chief Designer, Corresponding Member of NAS of Ukraine, Professor, Dr. Sci. in Tech.

V. M. Tiagur<sup>1,2</sup>, Deputy Chief of Scientific and Technical Complex — Chief Designer of Division, Docent,

Dr. Sci. in Tech., Associate Professor

B. Yu. Pinchuk<sup>1,2</sup>, Software Engineer

E-mail: pinchuk.brus@gmail.com

M. M. Lutsiuk<sup>1</sup>, Postgraduate Student

<sup>1</sup> National Technical University of Ukraine “Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute”

37, Peremohy Ave., Kyiv, 03056 Ukraine

<sup>2</sup> Special Device Production State Enterprise “Arsenal”

8, Moskovska Str., Kyiv, 01010 Ukraine

## THE DISTORTION OF IMAGES IN REMOTE SENSING SYSTEMS AT ARBITRARY ANGLES OF SIGHT

**Background.** The main problem when launching space optical and electronic viewing systems (OEVS) for remote sensing of the Earth can be regarded as their high price, which even the leading countries of the world are not always ready to pay. Therefore, the most stringent requirements are imposed on the quality of spacecraft systems. One of the economically expedient options to increase the efficiency of space OEVS is scanning the Earth's surface at arbitrary angles of the sighting, which allows us to collect more information at the same time of service operation, but this, in turn, leads to image distortion. It follows that the analysis of the resulting image quality depending on the angles of sighting of the OEVS is an actual task that will assess the capabilities of the system and its conformance with the established requirements.

**Objective.** Improving the physical and mathematical model of the modulation transfer function of the system “lens — matrix detector” and the study of the dependence of spatial and radiometric resolution on the angles of sight for the space OEVS when the sighting axis deviates from the nadir.

**Methods.** Based on the analysis of signal generation models for television and thermal imaging space OEVS, it is proposed to use the concept — the contrast gray body. In the physical and mathematical model, it is proposed to normalize the spatial frequencies of objects at different angles of sight to the spatial frequencies in the nadir, and to calculate the radiometric resolution taking into account the transmission and refraction of the atmosphere, the image movement speed on the detector and its time of integration.

**Results.** Practical results of calculations of the offered physical and mathematical model for space OEVS showed that at a deviation from the nadir the effective spatial bandwidth worsens, and at the specified parameters of the system it is inexpedient to run the scanning at angles of sighting greater than 30°. Accordingly, a comparative analysis of radiometric resolution for different types of detectors showed that the use of a photonic detector gives ~1.4 times the better resolution in the nadir as opposed to the use of a thermal detector, and almost identical results are obtained at maximum angles of the sighting. Also, a significant impact is made by a decrease of the coefficient of atmospheric transmittance due to the refraction of the atmosphere, which reaches from 26 % to 45 % depending on the spectral range.

**Conclusions.** Analysis of the results of the study confirms the possibility of replacing the photonic detectors with modern thermal detectors without the significant loss in the quality of the resulting image, which can substantially increase the service life of space OEVS.

**Keywords:** optical and electronic viewing systems, remote sensing of the Earth, modulation transfer function, image distortion, deviations in the angles of sighting, radiometric resolution.