

УДК 629.7:681.7

Методика определения линейного разрешения на местности цифровых оптико-электронных систем дистанционного зондирования Земли на основе использования технологии цифровых двойников

Methodology for determining the linear resolution on the ground of digital optoelectronic remote sensing systems Earth based on the use of digital twin technology

Чаусов / Chausov E.

Евгений Викторович

(ewhenig@yandex.ru)

кандидат технических наук.

Государственный летно-испытательный центр

им. В. П. Чкалова,

начальник отделения.

г. Ахтубинск

Коломоец / Kolomoets V.

Вадим Андреевич

(kolomw@yandex.ru)

Государственный летно-испытательный центр

им. В. П. Чкалова,

инженер-испытатель.

г. Ахтубинск

Ключевые слова: функция передачи модуляции – modulation transmission function; адаптивный показатель порогового контраста – adaptive threshold contrast indicator; штриховая мира – linear test-object; летные испытания – flight tests.

В статье представлена методика испытаний цифровых оптико-электронных систем дистанционного зондирования Земли, отличающаяся от существующих применением технологий цифровых двойников. Показан эффект от реализации разработанной методики, который заключается в сокращении в 2 раза количества полетов, потребных для оценивания линейного разрешения на местности, и повышении точности математического моделирования в 1,3 раза с 72,6 % до 94,0 %.

The article presents a test procedure for digital optoelectronic Earth remote sensing systems, which differs from the existing ones by using digital twin technologies. The effect of the implementation of the developed methodology is shown, which consists in reducing by 2 times the number of flights required to assess linear resolution on the ground, and increasing the accuracy of mathematical modeling by 1.3 times from 72.6% to 94.0%.

Введение

Поступлению в эксплуатацию новых образцов цифровых оптико-электронных систем (ЦОЭС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) предшествуют их летные испытания, основной задачей которых является оценка эффективности ЦОЭС ДЗЗ. Одним из основных показателей эффективности ЦОЭС ДЗЗ является линейное разрешение на местности (ЛРМ), которое характеризует детальность изображения, формиру-

емого ЦОЭС ДЗЗ, и определяется шириной черного или белого штриха такого элемента расположенной на местности штриховой миры, изображение которого на аэроснимке еще может быть дешифровано [1, 2].

Важнейшую роль в современных условиях играет фактор времени – испытания ЦОЭС ДЗЗ должны выполняться в сжатые сроки, поскольку задержки во времени вызывают существенное увеличение затрат, а в отдельных случаях могут привести к преждевременному моральному старению испытываемого образца ЦОЭС ДЗЗ [3, 4].

Значительная продолжительность летных испытаний ЦОЭС ДЗЗ связана с особенностями оценивания ЛРМ, среди которых выделяются:

1. Большое количество испытательных полетов. ЛРМ должно быть определено для каждой высоты аэросъемки, заданной в тактико-техническом задании (ТТЗ), и каждой испытательной конфигурации ЦОЭС ДЗЗ. Количество испытательных конфигураций определяется числом возможных комбинаций значений параметров ЦОЭС ДЗЗ, имеющих диапазоны их изменения в соответствии с требованиями ТТЗ и конструктивными возможностями ЦОЭС ДЗЗ. Количество измерений ЛРМ в каждой испытательной конфигурации ЦОЭС ДЗЗ определяется значением заданной доверительной вероятности в соответствии с формулой [5, 6]:

$$N = \frac{2}{1-P}, \quad (1)$$

где N – количество измерений ЛРМ в одной испытательной конфигурации; P – значение заданной доверительной вероятности.

Например для доверительной вероятности 0,95 количество измерений ЛРМ в одной испытательной конфигурации составляет 40, т. е. для получения оценки ЛРМ в одной испытательной конфигурации требуется 40 аэроснимков с изображением штриховой миры.

В результате программа летных испытаний ЦОЭС ДЗЗ может включать до 30 полетов летательных аппаратов (ЛА) на оценку ЛРМ в зависимости от сложности системы и предъявляемым к ней требованиям.

2. Необходимость проведения летных экспериментов (ЛЭ) в ясную безоблачную погоду при метеорологической дальности видимости от 8 до 10 км [7]. Необходимые метеорологические условия зависят от многих факторов (географического расположения испытательного полигона, климатических условий, времени года и др.) и, как правило, имеют низкую частоту повторения.

3. Особенность эксплуатации ЛА, являющихся носителями ЦОЭС ДЗЗ: отказы бортового оборудования, плановое периодическое техническое обслуживание.

Немаловажным требованием к результатам испытаний является их объективность и полнота, что при оценивании ЛРМ в соответствии с существующими методиками весьма трудновыполнимо из-за:

- невозможности создания идентичных условий оценивания ЛРМ в многочисленных и разнесенных по времени ЛЭ;
- субъективности оценок ЛРМ, получаемых в результате визуального дешифрирования изображений операторами-дешифровщиками – оценки ЛРМ оказываются зависимыми от многих личных качеств и навыков дешифровщика (ошибка оператора-дешифровщика, в сознании которого еще не установился четкий критерий визуального разрешения, достигает 40 %) [8, 9];
- невозможности реализации некоторых испытательных конфигураций по условиям безопасности полетов и ограничений натурных объектов и испытательной базы, больших временных и материальных затрат.

В соответствии с ГОСТ Р 57700.37–2021 внедрение технологии цифровых двойников (ЦД) на стадии разработки изделия позволит сократить количество и повысить результативность проводимых испытаний изделия.

Цифровой двойник – система, состоящая из цифровой модели изделия и двусторонних информационных связей с изделием (при наличии изделия) и (или) его составными частями. ЦД разрабатывается и применяется на всех стадиях жизненного цикла изделия. Целью создания ЦД является выполнение технических и тактико-технических требований к изделию, снижение себестоимости и сроков разработки опытных образцов изделия, повышение технологичности изделия, а также повышение надежности и эффективности эксплуатации изделия [9].

Таким образом, разработка методики испытаний ЦОЭС ДЗЗ с использованием технологии цифровых двойников, позволяющей получать достоверную оценку ЛРМ в сжатые сроки для заданных условий эксплуатации, является актуальной задачей.

Материалы и методы

Построение цифрового двойника ЦОЭС ДЗЗ целесообразно производить на основе математического аппарата функций передачи модуляции (ФПМ), поскольку с помощью ФПМ возможно составить модель, имитирующую все компоненты ЦОЭС и учитывающую не только структуру собственно ЦОЭС, но и условия, в которых она функционирует: атмосфера, факторы полета, режимы работы, особенности излучателей (объекты, фон, помехи), зрительный анализатор оператора-дешифровщика и др.

Однако математическая модель (ММ) ЦОЭС на основе ФПМ характеризуется недостаточной для целей летных испытаний сходимостью с работой ЦОЭС в реальных условиях вследствие множества условностей, допускаемых при составлении аналитического выражения ФПМ ЦОЭС, и отсутствия адекватной ММ оператора-дешифровщика, имитирующей умственную активность и логические решения человека при решении задачи распознавания зрительных образов. Кроме того, современное состояние проблемы оценивания ЛРМ на основе ФПМ характеризуется неопределенностью в выборе наилучшего показателя разрешения из существующих, среди которых выделяются: предельная пространственная частота (ПЧ) пороговой модуляционной характеристики, эквивалентная ПЧ на основе модифицированного критерия Шадэ, предельные ПЧ, соответствующие эмпирическим численным значениям ФПМ: 0,02 (порог контрастной чувствительности глаза); 0,1 (показатель Молчанова); 0,3 (показатель Каема); 0,368 (ослабление ФПМ в e раз); 0,5 (показатель Фризера – Бидермана); 0,61 (показатель Скотта); 0,8 (показатель Истомина). В результате оценки ЛРМ, полученные на основе ФПМ, оказываются не достаточно надежными [10, 11, 12].

Предлагаемый в работе ЦД ЦОЭС ДЗЗ компенсирует данные недостатки за счет обеспечения двусторонней информационной связи между ММ и образцом ЦОЭС при его функционировании на борту ЛА и взаимодействии со внешней средой в процессе полета и взаимодействии с оператором-дешифровщиком при послеполетном дешифрировании аэроснимков, полученных ЦОЭС в полете. При таком подходе методика испытаний ЦОЭС ДЗЗ предусматривает сочетание ЛЭ и математического моделирования, причем ЛЭ проводятся с целью получения данных, необходимых для формирования ЦД ЦОЭС, а основной объем испытаний проводится с помощью ЦД.

Формирование ЦД ЦОЭС производится в два этапа: 1-й этап: калибровка ММ ЦОЭС, которая заключается в приведении аналитического выражения ФПМ

к виду, обеспечивающему наилучшую сходимость с экспериментальной ФПМ, полученной по результатам ЛЭ.

2-й этап: выработка показателя разрешения, адаптированного как к индивидуальным свойствам конкретного типа испытуемой ЦОЭС, так и к особенностям ее функционирования при взаимодействии с внешней средой (учет влияния факторов атмосферы, полета, оператора-дешифровщика). Таким показателем разрешения является адаптивный показатель порогового контраста (АППК), представляющий собой пороговое значение ФПМ, экспериментально полученной в ЛЭ, которому соответствует минимальный контраст в изображении штриховой миры, при котором она еще может быть распознана оператором-дешифровщиком. Преимуществом АППК является то, что он напрямую коррелирован с показателем визуального разрешения оператора-дешифровщика.

Последовательность операций разработанной методики оценивания ЛРМ с использованием ЦД ЦОЭС имеет вид:

1. Определяются испытательные конфигурации для j -й высоты полета, где $j=1, \dots, J$, J – количество высот полета, в которых необходимо выполнить оценку ЛРМ, для чего производится:

– выбор параметров ЦОЭС $a, b, c, \dots, z$, имеющих диапазоны их изменения в соответствии с требованиями ТТЗ и обусловленные конструктивными возможностями ЦОЭС, где $a, b, c, \dots, z$ – условные обозначения параметров ЦОЭС, имеющих диапазоны их изменения:

$$a \in [a_{\min}; a_{\max}], b \in [b_{\min}; b_{\max}], c \in [c_{\min}; c_{\max}], \dots, z \in [z_{\min}; z_{\max}];$$

– формирование трех множеств, включающих значения параметров в начале $\{a_{\max}, b_{\max}, c_{\max}, \dots, z_{\max}\}$, середине $\{a_{\text{med}}, b_{\text{med}}, c_{\text{med}}, \dots, z_{\text{med}}\}$ и конце $\{a_{\min}, b_{\min}, c_{\min}, \dots, z_{\min}\}$ диапазонов их изменения;

– составление испытательных конфигураций, представляющих собой все возможные комбинации элементов множеств $\{a_{\max}, b_{\max}, c_{\max}, \dots, z_{\max}\}$, $\{a_{\text{med}}, b_{\text{med}}, c_{\text{med}}, \dots, z_{\text{med}}\}$, $\{a_{\min}, b_{\min}, c_{\min}, \dots, z_{\min}\}$ таким образом, чтобы в комбинации присутствовали только по одному элементу из каждого множества:

$$s_r = \{a_{[\cdot]}, b_{[\cdot]}, c_{[\cdot]}, \dots, z_{[\cdot]}\}, r=1, \dots, S, S=3^N,$$

где s_r – обозначение испытательной конфигурации; S – количество испытательных конфигураций; r – номер испытательной конфигурации; N – количество параметров ЦОЭС, имеющих диапазоны изменений их значений; $[\cdot]$ – символ, принимающий обозначение min, med, max в зависимости от текущей комбинации сочетаний элементов множеств $\{a_{\max}, b_{\max}, c_{\max}, \dots, z_{\max}\}$, $\{a_{\text{med}}, b_{\text{med}}, c_{\text{med}}, \dots, z_{\text{med}}\}$, $\{a_{\min}, b_{\min}, c_{\min}, \dots, z_{\min}\}$.

2. Выбирается испытательная конфигурация, в которой параметры ЦОЭС имеют значения, харак-

теризующие наиболее сложные условия функционирования ЦОЭС на борту ЛА, и присваивается этой конфигурации обозначение s' .

3. Выполняется ЛЭ по аэросъемке местности с расположенной на ней штриховой мирой, причем аэросъемку нужно произвести на каждой j -й высоте полета в условиях испытательной конфигурации s' .

4. Определяются для каждой j -й высоты полета экспериментальные ФПМ в условиях испытательной конфигурации s' путем реализации известного способа [13, 14], в соответствии с которым для каждой j -й высоты полета строится график экспериментальной ФПМ $W_{\text{exp}} j s'(v)$ и определяется аналитическое выражение экспериментальной ФПМ в форме эмпирической зависимости, аппроксимирующей построенный график ФПМ экспоненциальной функцией вида $f(x) = \exp(-(Ax)^B)$ с учетом определения наилучших значений параметров аппроксимации A и B методом наименьших квадратов:

$$W'_{\text{ex } j s'}(v) = \exp\left(-\left(A_{\text{ex } j} v\right)^{B_{\text{ex } j}}\right), \quad (2)$$

где $W'_{\text{ex } j s'}(v)$ – аппроксимированная экспериментальная ФПМ для j -й высоты полета в условиях выполненного летного эксперимента в испытательной конфигурации s' ; $A_{\text{ex } j}$ и $B_{\text{ex } j}$ – значения параметров аппроксимации графика экспериментальной ФПМ $W_{\text{ex } j s'}(v)$; v – ПЧ, мм⁻¹.

5. Составляется общее аналитическое выражение ФПМ ЦОЭС $W_{\text{an}}(v)$ в виде произведения ФПМ отдельных звеньев ЦОЭС: атмосферы, объектива, светочувствительной матрицы, электронного тракта, цифрового устройства визуализации изображений, цифровой обработки изображений, дешифровщика, факторов полета – расфокусировки объектива, сдвигов и вибраций [15–19]:

$$W_{\text{an}}(v) = W_{\text{atm}}(v) W_{\text{fy}}(v) W_{\text{ob}}(v) W_{\text{det}}(v) W_{\text{ET}}(v) W_{\text{DID}}(v) W_{\text{DIP}}(v) W_{\text{dec}}(v), \quad (3)$$

где $W_{\text{atm}}(v)$, $W_{\text{ob}}(v)$, $W_{\text{det}}(v)$, $W_{\text{ET}}(v)$, $W_{\text{DID}}(v)$, $W_{\text{DIP}}(v)$, $W_{\text{dec}}(v)$, $W_{\text{fy}}(v)$ – функции передачи модуляции атмосферы, объектива, светочувствительной матрицы, электронного тракта, цифрового устройства визуализации, цифровой обработки изображений, дешифровщика, факторов полета – расфокусировки объектива, сдвигов и вибраций соответственно.

6. Рассчитываются ФПМ $W_{\text{an } j s'}(v)$ для каждой j -й высоты полета в условиях выполненного ЛЭ в испытательной конфигурации s' в результате подстановки в выражение (3) значений конструктивных параметров ЦОЭС ДЗЗ, а также результатов бортовых и наземных измерений, полученных в процессе ЛЭ и дешифрирования аэроснимков. Далее строятся графики рассчитанных ФПМ $W_{\text{an } j s'}(v)$ по точкам с координатами $(W_{\text{an } j s' q'}, v_q)$, где $W_{\text{an } j s' q'}$ – значение расчетной ФПМ,

вычисленное в результате подстановки q -го значения ПЧ v_q в выражение $W_{anjs}(v)$; $v_q \in [0; v_{\max}]$, $v_{\max}$ – значение ПЧ, при котором $W_{anjs'} = 0$.

7. Определяются аналитические выражения ФПМ для каждой j -й высоты полета в условиях выполненного ЛЭ в испытательной конфигурации s' в соответствии с выражением:

$$W'_{anjs'}(v) = \exp(- (A_{anj} v)^{B_{anj}}), \quad (4)$$

где $W'_{anjs'}(v)$ – эмпирическая зависимость расчетной ФПМ для j -й высоты полета в условиях выполненного ЛЭ в испытательной конфигурации s' , полученная в результате аппроксимации графика расчетной ФПМ $W_{anjs}(v)$, причем для аппроксимации использована экспоненциальная функция вида $f(x) = \exp(-(Ax)^B)$, в которой наилучшие значения параметров аппроксимации определены методом наименьших квадратов; A_{anj} и B_{anj} – значения параметров аппроксимации графика расчетной ФПМ $W_{anjs}(v)$.

8. Определяются для каждой j -й высоты полета коэффициенты калибровки модели $k_j(v)$ в соответствии с выражением:

$$k_j(v) = \frac{W'_{exjs'}(v)}{W'_{anjs'}(v)} = \exp(- (A_{exj} v)^{B_{exj}} + (A_{anj} v)^{B_{anj}}). \quad (5)$$

9. Формируется ЦД ЦОЭС:

9.1. Составляются для каждой j -й высоты полета общие аналитические выражения ФПМ для ЦД ЦОЭС, учитывающие рассчитанные коэффициенты кали-

бровки в соответствии с выражением:

$$W_{an-corj}(v) = k_j(v) W_{anjs}(v), \quad (6)$$

где $W'_{an-corj}(v)$ – аналитическое выражение уточненной ФПМ для j -й высоты полета.

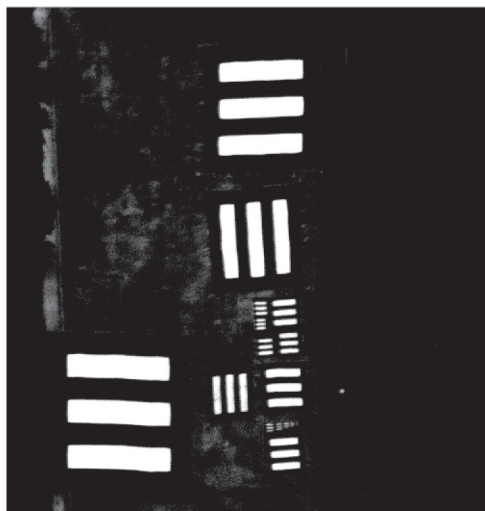
9.2. Строятся для каждой j -й высоты полета графики уточненных ФПМ $W_{an-corjs1}(v)$, $W_{an-corjs2}(v)$, ..., $W_{an-corjsr-1}(v)$ для испытательных конфигураций s_1 , s_2 , ..., s_{r-1} , причем $\{s_1, s_2, \dots, s_{r-1}\} \neq s'$, по точкам с координатами $(W_{an-corjs1q}, v_q)$, $(W_{an-corjs2q}, v_q)$, ..., $(W_{an-corjsr-1q}, v_q)$ соответственно, где $v_q \in [0; v_{\max}]$, $W_{an-corjs1q}$, $W_{an-corjs2q}$, ..., $W_{an-corjsr-1q}$ – значения ФПМ, рассчитанные в результате подстановки в выражение (6) значений параметров ЦОЭС, полета и атмосферы, характеризующих испытательные конфигурации s_1 , s_2 , ..., s_{r-1} , и q -го значения ПЧ v_q ; $v_q \in [0; v_{\max}]$, $v_{\max}$ – значение ПЧ, при котором $W_{an-corjs1q} = W_{an-corjs2q} = \dots = W_{an-corjsr-1q} = 0$.

9.3. Определяется АППК для каждой j -й высоты полета, для чего производится [20, 21]:

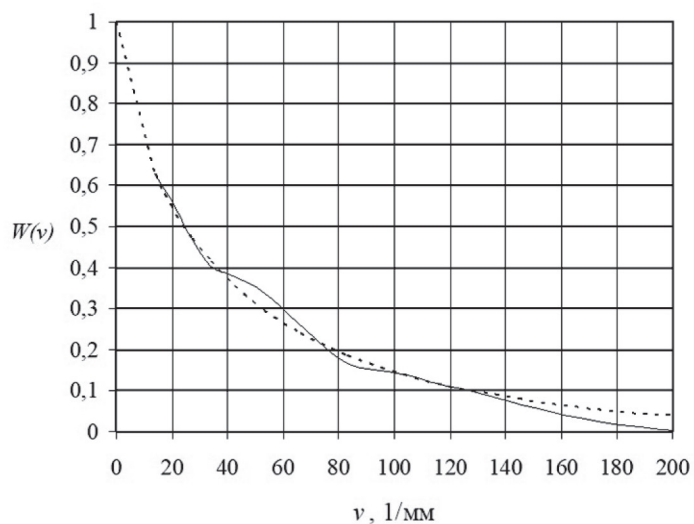
– расчет экспериментального значения ЛРМ для каждой j -й высоты полета как среднего арифметического оценок ЛРМ, полученных не менее чем тремя операторами-дешифровщиками в результате дешифрирования изображений штриховой миры, полученных при выполнении ЛЭ, в соответствии с выражением:

$$L_{exjs'} = \frac{1}{nm} \sum_{i=1}^n \sum_{k=1}^m L_{jik}, \quad (7)$$

где $L_{exjs'}$ – экспериментальное значение ЛРМ для j -й



а)



б)

Рис. 1. Результаты летного эксперимента ЦАФК:

а – фрагмент аэроснимка с изображением штриховых мир;

б – экспериментальные ФПМ ЦАФК: сплошная линия – график экспериментальной ФПМ $W_{exs}(v)$; пунктирная линия – график аппроксимированной экспериментальной ФПМ $W'_{exs}(v)$

высоты полета, м; L_{jik} – оценка ЛРМ для j -й высоты полета, сделанная k -м оператором-дешифровщиком по i -му изображению штриховой миры, м; $i=1, \dots, n$; $k=1, \dots, m$; n – количество изображений штриховой миры, подвергнутых дешифрированию; m – количество операторов-дешифровщиков;

– определение АППК $\hat{W}_j$ для каждой j -й высоты полета в виде значения ординаты точки на графике экспериментальной ФПМ $W_{exjs}(v)$, абсцисса которой равна значению ПЧ v_{Lexj} , рассчитанному в соответствии с выражением:

$$v_{Lexj} = \frac{H_j}{2L_{exjs} f'}, \quad (8)$$

где v_{Lexj} – ПЧ, соответствующая экспериментальному значению ЛРМ L_{exjs} для j -й высоты полета, 1/мм; f' – фокусное расстояние объектива ЦОЭС, мм; H_j – j -я высота аэросъемки при выполнении полета, по результатам которого определена экспериментальная ФПМ $W_{exjs}(v)$, м.

10. Вычисляются для каждой j -й высоты полета значения ЛРМ $L_{an-corjs1}, L_{an-corjs2}, \dots, L_{an-corjsr-1}$ для испытательных конфигураций $s_1, s_2, \dots, s_{r-1}$ соответственно, причем $\{s_1, s_2, \dots, s_{r-1}\} \neq s'$, с помощью ЦД ЦОЭС без выполнения полетов в этих конфигурациях, для чего используются построенные графики уточненных ФПМ $W_{an-corjs1}(v), W_{an-corjs2}(v), \dots, W_{an-corjsr-1}(v)$ и полученные АППК $\hat{W}_j$ в соответствии с выражениями [22]:

$$L_{an-corjs1} = \frac{H_j}{2v_{js1} f'}, L_{an-corjs2} = \frac{H_j}{2v_{js2} f'}, \dots, \\ L_{an-corjsr-1} = \frac{H_j}{2v_{jsr-1} f'}, \quad (9)$$

где $v_{js1}, v_{js2}, \dots, v_{jsr-1}$ – значения ПЧ, равные значениям абсцисс точек на графиках скорректированных расчетных ФПМ $W_{an-corjs1}(v), W_{an-corjs2}(v), \dots, W_{an-corjsr-1}(v)$, ординаты которых равны значениям АППК $\hat{W}_j$ соответственно.

Технический результат предлагаемой методики состоит в сокращении количества испытательных полетов, необходимых для оценивания ЛРМ, и повышении точности результатов математического моделирования за счет использования ЦД ЦОЭС.

Экспериментальная часть

Представленная методика испытаний апробирована при проведении летных испытаний опытного образца цифровой аэрофотокамеры (ЦАФК) дистанционного зондирования Земли, установленной на борту самолета.

В соответствии с программой испытаний требовалось оценить ЛРМ ЦАФК для высоты полета самолета H_0 при скоростях полета $V_{\min} \dots V_{\max}$, выдержках ЦАФК $t_{0\min} \dots t_{0\max}$.

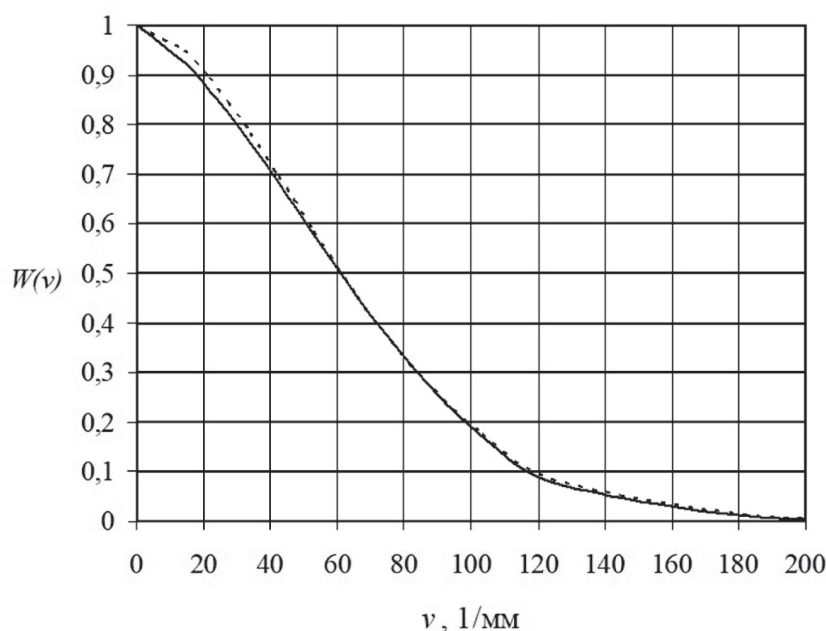
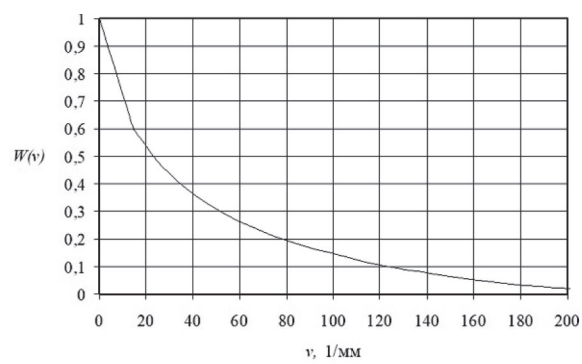
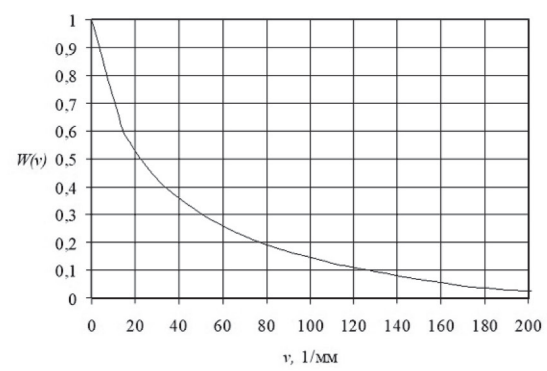


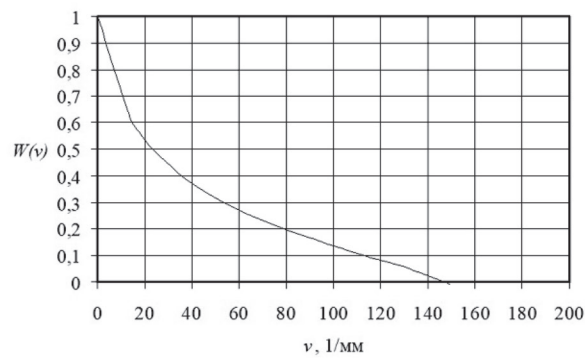
Рис. 2. Расчетные ФПМ ЦАФК:
сплошная линия – график расчетной ФПМ $W_{an_s}(v)$;
пунктирная линия – график аппроксимированной расчетной ФПМ $W'_{an_s}(v)$



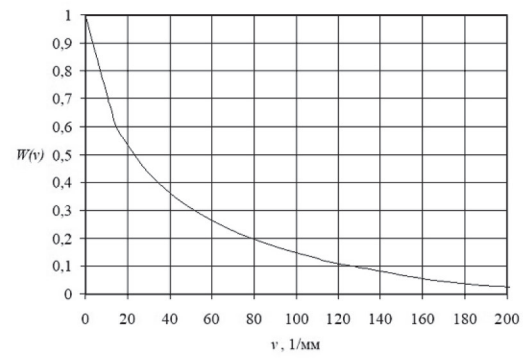
а)



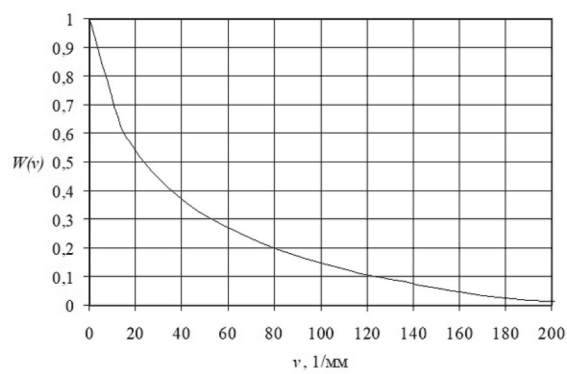
б)



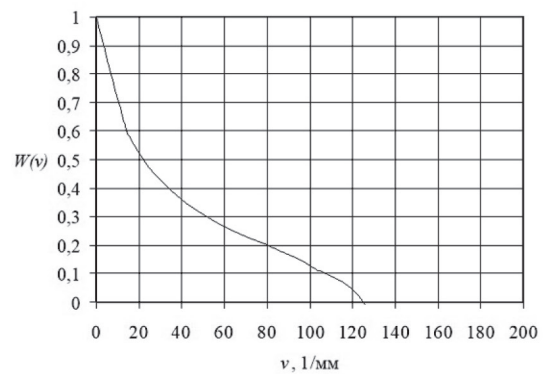
в)



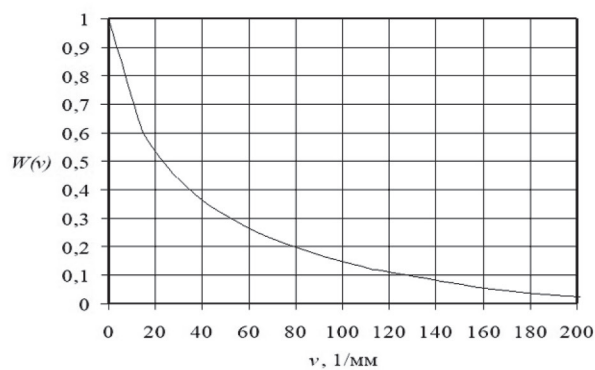
г)



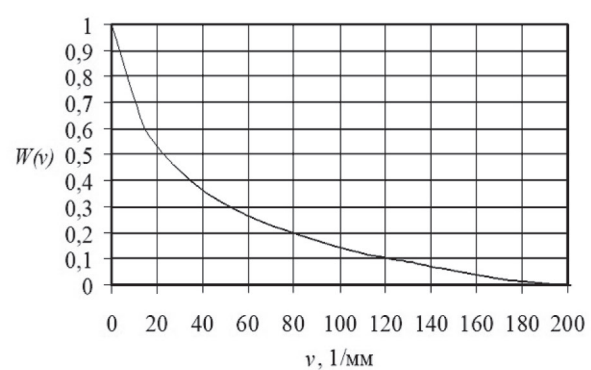
д)



е)



ж)



з)

Рис. 3. Уточненные ФПМ ЦАФК

В результате реализации предложенной методики:

1. Составлены испытательные конфигурации исходя из того, что количество параметров ЦАФК, имеющих диапазоны, $N=2$, следовательно, число испытательных конфигураций $S=3^N=3^2=9$, откуда следуют следующие испытательные конфигурации: $s_1=\{V_{\min}, t_{0\min}\}$, $s_2=\{V_{\min}, t_{0\text{med}}\}$, $s_3=\{V_{\min}, t_{0\max}\}$, $s_4=\{V_{\text{med}}, t_{0\min}\}$, $s_5=\{V_{\text{med}}, t_{0\text{med}}\}$, $s_6=\{V_{\text{med}}, t_{0\max}\}$, $s_7=\{V_{\max}, t_{0\min}\}$, $s_8=\{V_{\max}, t_{0\text{med}}\}$, $s_9=\{V_{\max}, t_{0\max}\}$.

2. Испытательной конфигурацией, в которой параметры ЦАФК имеют значения, характеризующие наиболее сложные условия функционирования ЦАФК, является конфигурация $\{V_{\max}, t_{0\max}\}$, следовательно, ей присвоено обозначение $s'=s_9=\{V_{\max}, t_{0\max}\}$.

3. Выполнен полет по аэросъемке штриховой миры на высоте H_0 в условиях испытательной конфигурации $s'=\{V_{\max}, t_{0\max}\}$, в результате которого получены аэроснимки с изображениями штриховой миры (рис. 1а).

4. Построен график экспериментальной ФПМ ЦАФК $W_{\text{ex } s'}(v)$ (рис. 1б) на основе полученных аэроснимков и далее получено аналитическое выражение аппроксимированной экспериментальной ФПМ ЦАФК:

$$W'_{\text{ex } s'}(v) = \exp(-(0,0248v)^{0,719}). \quad (10)$$

5. Составлено общее аналитическое выражение ФПМ ЦАФК $W_{\text{an}}(v)$ в соответствии с выражением (3).

6. Построен график расчетной ФПМ ЦАФК $W_{\text{an } s'}(v)$ (рис. 2) в условиях выполненного полета в результате подстановки в выражение (3) значений параметров ЦАФК, результатов бортовых и наземных измерений, зарегистрированных при проведении полета

и дешифрировании аэроснимков, а также значений ПЧ 0, 20, 40, 60, 80, 100, 120, 140, 160, 180, 200 1/мм.

7. Рассчитана ФПМ ЦАФК $W'_{\text{an } s'}(v)$ в условиях выполненного полета в испытательной конфигурации $s'=\{V_{\max}, t_{0\max}\}$, путем аппроксимации графика расчетной ФПМ ЦАФК $W_{\text{an } s'}(v)$:

$$W'_{\text{an } s'}(v) = \exp(-(0,0133v)^{0,755}). \quad (11)$$

8. Определен коэффициент калибровки модели $k(v)$:

$$k(v) = \frac{W'_{\text{ex } s'}(v)}{W'_{\text{an } s'}(v)} = \exp(-(0,0248v)^{0,719} + (0,0133v)^{0,755}). \quad (12)$$

9. Сформирован ЦД ЦАФК:

9.1 Составлено общее аналитическое выражение уточненной ФПМ $W_{\text{an-cor}}(v)$ для ЦД ЦАФК, учитывая рассчитанный коэффициент калибровки:

$$W_{\text{an-cor}}(v) = k(v)W_{\text{an}}(v) = \exp(-(0,0248v)^{0,719} + (0,0133v)^{0,755})W_{\text{an}}(v). \quad (13)$$

9.2 Построены графики уточненных ФПМ $W_{\text{an-cor } s_1}(v)$, $W_{\text{an-cor } s_2}(v)$, $W_{\text{an-cor } s_3}(v)$, $W_{\text{an-cor } s_4}(v)$, $W_{\text{an-cor } s_5}(v)$, $W_{\text{an-cor } s_6}(v)$, $W_{\text{an-cor } s_7}(v)$, $W_{\text{an-cor } s_8}(v)$ для испытательных конфигураций $s_1=\{V_{\min}, t_{0\min}\}$, $s_2=\{V_{\min}, t_{0\text{med}}\}$, $s_3=\{V_{\min}, t_{0\max}\}$, $s_4=\{V_{\text{med}}, t_{0\min}\}$, $s_5=\{V_{\text{med}}, t_{0\text{med}}\}$, $s_6=\{V_{\text{med}}, t_{0\max}\}$, $s_7=\{V_{\max}, t_{0\min}\}$, $s_8=\{V_{\max}, t_{0\text{med}}\}$ соответственно, путем подстановки в общее выражение $W_{\text{an-cor}}(v)$ значений параметров ЦАФК, полета и атмосферы, характеризующих испытательные конфигурации $s_1, s_2, s_3, s_4, s_5, s_6, s_7, s_8, s_9$, а также значений ПЧ 0, 20, 40, 60, 80, 100, 120, 140, 160, 180, 200 1/мм (рис. 3).

Таблица 1

Сравнение расчетных оценок ЛРМ ЦАФК

		Количество полетов	Испытательные конфигурации								Средние значения
			а	б	в	г	д	е	ж	з	
Экспериментальные оценки ЛРМ по результатам ДЭ	$L_{\text{ex}}, \text{ м}$	4	1,11 2	1,11 5	1,11 7	1,11 5	1,11 7	1,12 0	1,12 0	1,12 3	1,117
Расчетные оценки ЛРМ при использовании существующей ММ	$L_{\text{an}}, \text{ м}$	0	1,07 7	1,07 9	1,09 7	1,07 5	1,08 1	1,10 7	1,07 8	1,08 6	1,085
Расчетные оценки ЛРМ при использовании ЦД	$L_{\text{an-cor}}, \text{ м}$	2	1,11 1	1,11 2	1,10 9	1,10 9	1,10 7	1,11 1	1,10 9	1,11 0	1,110
Сходимость оценок ЦД $L_{\text{an-cor}}$ и ЛЭ L_{ex} , %			99,1	97,4	93,2	94,8	91,4	92,5	90,8	89,4	94,0
Сходимость оценок ММ L_{an} и ЛЭ L_{ex} , %			68,8	68,7	82,9	65,2	69,2	89,2	65,0	69,9	72,6

9.3 Найдены АППК для цифрового двойника ЦАФК путем определения ЛРМ ЦАФК $L_{ex} = 1,112$ м операторами-дешифровщиками по результатам дешифрирования изображений штриховой миры (рис. 1а), пересчета полученного значения ЛРМ в значение ПЧ $\nu_{L,ex} = 75,185$ 1/мм и далее определения АППК $\dot{W} = 0,205$ как значения ординаты точки на графике экспериментальной ФПМ $W_{ex}(v)$ (рис. 1б), абсциссы которой равна значению $\nu_{L,ex} = 75,185$ 1/мм.

10. Вычислены значения ЛРМ ЦАФК $L_{an-cor1} = 1,111$ м, $L_{an-cor2} = 1,112$ м, $L_{an-cor3} = 1,109$ м, $L_{an-cor4} = 1,109$ м, $L_{an-cor5} = 1,107$ м, $L_{an-cor6} = 1,111$ м, $L_{an-cor7} = 1,109$ м, $L_{an-cor8} = 1,110$ м для испытательных конфигураций $s_1 = \{V_{min}, t_{0min}\}$, $s_2 = \{V_{min}, t_{0med}\}$, $s_3 = \{V_{min}, t_{0max}\}$, $s_4 = \{V_{med}, t_{0min}\}$, $s_5 = \{V_{med}, t_{0med}\}$, $s_6 = \{V_{med}, t_{0max}\}$, $s_7 = \{V_{max}, t_{0min}\}$, $s_8 = \{V_{max}, t_{0med}\}$ соответственно с помощью цифрового двойника ЦАФК без выполнения полетов, путем пересчета значений ПЧ, соответствующих абсциссам точек на графиках уточненных расчетных ФПМ ЦАФК (рис. 3), ординаты которых равны $\dot{W} = 0,205$.

Для подтверждения эффекта от реализации предложенной методики при проведении летных испытаний ЦАФК выполнено сравнение расчетных оценок ЛРМ L_{an-cor} , полученных в результате реализации предложенной методики, расчетных оценок ЛРМ L_{an} по результатам расчетов с использованием существующей ММ, и экспериментальных оценок ЛРМ L_{ex} , полученных при выполнении полетов по программе летных испытаний. Для обеспечения сопоставимости результатов в качестве исходных данных при моделировании использовались значения параметров ЦАФК и полета, соответствующие полученным при проведении летных экспериментов в условиях заданных испытательных конфигураций. Результаты сравнения представлены в таблице 1.

Данные таблицы 1 показывают, что эффект от реализации разработанной методики состоит в следующем:

- сокращено количество полетов, потребных для оценивания ЛРМ, в 2 раза при сохранении достоверности оценок ЛРМ на высоком уровне 94,0 %;
- повышена точность математического моделирования за счет использования ЦД в 1,3 раза с 72,6 % до 94,0 %.

Заключение

В результате проведенного исследования сформулирована и решена задача разработки методики испытаний ЦОЭС ДЗЗ, отличающаяся от существующих применением цифрового двойника ЦОЭС, основанного на математическом аппарате функций передачи модуляции. Разработанная методика испытаний предусматривает выполнение минимального количества летных экспериментов для формирования цифрового двойника ЦОЭС, характеризующегося уточненной математической моделью ЦОЭС

и адаптивным показателем порогового контраста, и далее получение основного объема оценок ЛРМ для различных условий применения и конфигураций ЦОЭС посредством моделирования с использованием цифрового двойника ЦОЭС.

Показан эффект от реализации разработанной методики испытаний при проведении летных испытаний опытного образца ЦАФК, установленного на борту самолета, а именно: сокращено вдвое количество полетов на оценку ЛРМ относительно количества полетов по программе летных испытаний ЦАФК. При этом использование цифрового двойника ЦАФК обеспечило повышение достоверности результатов математического моделирования в 1,3 раза с 72,6 % до 94,0 %.

Литература

1. Тарасов, В. В. Инфракрасные системы смотрящего типа / В.В. Тарасов, Ю.Г. Якушенков. – Москва : Логос, 2004. – 444 с.
2. Методика оценки возможностей средств получения видовой информации при их комплексировании / Ю.Г. Веселов, А.С. Островский, А.С. Молчанов, Н.И. Сельвесюк // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. – 2015. – № 3. – С. 301–304.
3. Задачи и структура летных испытаний самолетов и вертолетов / А.Д. Миронов, А.А. Лапин, Г.Ш. Меерович, Ю.И. Зайцев. – Москва : Машиностроение, 1982. – 144 с.
4. Молчанов, А. С. Повышение вероятности поиска типовых объектов воздушной разведки в процессе проведения летных испытаний БЛА / А.С. Молчанов, Ю.Г. Веселов, С.П. Гулевич // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. – 2015. – № 3. – С. 441–446.
5. Цифровые оптико-электронные системы дистанционного зондирования Земли. Основы построения, испытаний и контроля : учеб. пособие / Е.В. Чаусов, А.С. Молчанов, Е.М. Волотов [и др.]. – Москва : Перо, 2023. – 109 с.
6. Чаусов, Е. В. Способ оценивания линейного разрешения инфракрасных систем дистанционного зондирования Земли // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2022. – № 2. – С. 141–149.
7. Молчанов, А. С. Методика оценивания линейного разрешения авиационных цифровых оптико-электронных систем в процессе летных испытаний / А. С. Молчанов, Е. В. Чаусов // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2019. – № 2. – С. 140–150.
8. Молчанов, А. С. Теория и практика распознавания объектов бронетанковой техники при дешифрировании аэроснимков / А.С. Молчанов, Е.В. Чаусов. – Москва : Перо, 2021. – 246 с.
9. ГОСТ Р 57700.37–2021. Компьютерные модели и моделирование. Цифровые двойники изделий. Общие положения. – Москва : Российский институт стандартизации, 2021. – 10 с.
10. Оценка характеристик обнаружения и распознавания объектов на изображении от специальных оптико-

электронных систем наблюдения летного поля / Н.И. Сельвесюк, Ю.Г. Веселов, А.В. Гайденов, А.С. Островский // Труды МАИ. – 2018. – № 103. – С. 21–28.

11. Торшина, И. П. Компьютерное моделирование оптико-электронных систем первичной обработки информации / И.П. Торшина. – Москва : Логос, 2009. – 245 с.

12. Тарасов, В. В. Введение в проектирование оптико-электронных приборов: системный подход : учебник / В.В. Тарасов, Ю.Г. Якушников. – Москва : Университетская книга, 2016. – 488 с.

13. Патент № 2789603. Способ определения функции передачи модуляции авиационных цифровых оптико-электронных систем : № 2022116457 : заявл. 20.06.2022 : опубл. 06.02.2023 / Е.В. Чаусов ; патентообладатель Е.В. Чаусов. – 16 с.

14. Патент № 2789602. Способ определения функции передачи модуляции цифровых оптико-электронных систем дистанционного зондирования Земли : № 2022116455 : заявл. 20.06.2022 : опубл. 06.02.2023 / А.С. Молчанов ; патентообладатель А.С. Молчанов. – 17 с.

15. Ребрин, Ю. К. Оптико-электронное разведывательное оборудование летательных аппаратов / Ю.К. Ребрин. – Киев : КВВАИУ, 1988. – 450 с.

16. Holst, G. C. Electro-optical imaging system performance. Second Ed. / G.C. Holst. – Bellingham : SPIE Optical engineering press, 2000. – 408 p.

17. Мирошников, М. М. Теоретические основы оптико-электронных приборов / М.М. Мирошников. – Ленинград : Машиностроение, 1983. – 696 с.

18. Ллойд, Дж. Системы тепловидения / Дж. Ллойд. – Москва : Мир, 1978. – 414 с.

19. Карасик, В. Е. Лазерные системы видения : учебное пособие / В.Е. Карасик, В.М. Орлов. – Москва : МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001. – 352 с.

20. Патент № 2809922. Способ оценивания линейного разрешения на местности цифровых оптико-электронных систем дистанционного зондирования Земли на основе использования адаптивного показателя порогового контраста : № 2023115832 ; заявл. 16.06.2023 ; опубл. 19.12.2023 / Е.В. Чаусов ; патентообладатель Е.В. Чаусов.

21. Чаусов, Е. В. Программно-методический комплекс обработки изображений при проведении лётных испытаний иконических оптико-электронных систем / Е.В. Чаусов, А.С. Молчанов // Геодезия и картография. – 2020. – Т. 81, № 1. – С. 26–33.

22. Молчанов, А. С. Исследование зависимости вероятности распознавания от величины линейного разрешения на местности для объектов сельскохозяйственной техники системами дистанционного зондирования Земли / А.С. Молчанов, В.А. Коломеец // Информация и Космос. – 2023. – № 4. – С. 95–102.

23. Савиных, В. П., Оптико-электронные системы дистанционного зондирования : учебник / В.П. Савиных, В.А. Соломатин. – Москва : Машиностроение, 2014. – 432 с.

24. Оптико-электронные системы экологического мониторинга природной среды : учеб. пособие / В.И. Козинцев,

В.М. Орлов, М.Л. Белов [и др.]. – Москва : МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. – 528 с.

25. Якушников, Ю. Г. Теория и расчет оптико-электронных приборов : учебник / Ю.Г. Якушников. – Москва : Логос, 1999. – 480 с.

26. Севастьянова, М. Н. Техника и технология аэрокосмической съемки. Раздел цифровые аэрофотосъемочные системы / М.Н. Севастьянова, С.А. Серебряков. – Москва : МИИГАиК, 2015. – 58 с.