

УДК 004.94:681.518.3

КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ПОЛУНАТУРНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ НА АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СТЕНДАХ

Ф. Ф. Буканов,

канд. техн. наук, доцент

В. В. Сбродов,

канд. техн. наук, доцент

С. Г. Сафронов,

аспирант

Самарский государственный технический университет

Приводятся описание стендового оборудования, методика, результаты компьютерного моделирования и полунатурных испытаний оптико-электронных систем для комплексов дистанционного мониторинга и навигации подвижных объектов. При создании стендов ставилась основная задача — достижение высокой точности стендового оборудования, дающей возможность определить предельные параметры разрабатываемых систем. Показано, что экспериментальная стендовая отработка пассивных оптико-электронных космических систем наблюдения поверхности Земли позволяет оценивать их характеристики в диапазоне изменений внешних условий эксплуатации до проведения конструкторско-доводочных испытаний.

Ключевые слова — компьютерное моделирование, полунатурные испытания, оптико-электронная система, система технического зрения, обработка изображений, распознавание, корреляционно-экстремальная система.

Введение

В настоящее время оптико-электронные системы (ОЭС), предназначенные для получения, обработки и анализа визуальной информации о наблюдаемой сцене, нашли широкое распространение в различных областях науки и техники. Оптико-электронные системы используются в качестве функциональной аппаратуры в космических аппаратах (КА) дистанционного зондирования Земли при проведении исследований природных ресурсов, экологического мониторинга, оценки последствий антропогенных и природных катастроф и т. д. Системы технического зрения нашли широкое применение в промышленных и транспортных роботах в качестве элементов комплексов управления и навигации подвижных объектов различного назначения [1–3].

Процесс создания ОЭС включает три этапа исследований: компьютерное (математическое) моделирование, физико-математическое моделирование и проведение комплексной экспериментальной отработки — конструкторско-до-

водочные (летно-конструкторские) испытания системы в целом. Первый и второй этапы связаны с разработкой более или менее точных математических моделей наблюдаемой сцены и алгоритмов обработки визуальной информации с частичным использованием аппаратной реализации отдельных элементов системы. Эти этапы позволяют оценить эффективность используемых алгоритмов, а также реализуемость системы с учетом ограничений, накладываемых состоянием существующей элементной базы.

Наиболее полные и точные данные о технических и эксплуатационных характеристиках дают конструкторско-доводочные испытания с использованием макетных или экспериментальных образцов разрабатываемых систем в условиях реального применения. Проведение комплексных конструкторско-доводочных испытаний КА сопряжено с организационно-техническими проблемами и требует значительных материальных затрат. При исследовании системы, обладающей более высокими точностными характеристиками, чем бортовые измерительные системы КА, в ходе проведения испытаний

не удается оценить потенциальные возможности разрабатываемой системы.

Разработчики ОЭС для комплексов управления и навигации подвижных объектов проводят отработку макетных и экспериментальных образцов на специально созданных для этих целей стендах, которые обеспечивают максимально возможную имитацию реальных условий эксплуатации и имеют в своем составе измерительную аппаратуру с более высокими точностными характеристиками, чем исследуемая система. Например, фирмой Martin Marietta Aerospace (США) был создан специальный автоматизированный стенд для отработки и испытаний ОЭС (в том числе инфракрасных типа LANTIRN, TADS и др.). Стенд имеет замкнутую телевизионную систему, масштабный макет местности и систему имитации траекторного движения носителя [4]. Из числа отечественных разработок можно отметить стенд натуральных испытаний ОЭС на базе открытой оптической трассы с железнодорожным полотном, разработанный ФГУП НИИКИ ОЭП [5], а также комплекс полунатурного моделирования (КПМ) ГНЦ РФ ФГУП «ГосНИИАС» [6] и динамический стенд «Вектор» ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» [7]. В основе статьи — опыт сотрудничества СамГТУ с ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», накопленный при проведении прикладных научно-исследовательских разработок.

Описание и структура стендов

В целях реализации моделирования и комплексной экспериментальной отработки ОЭС для

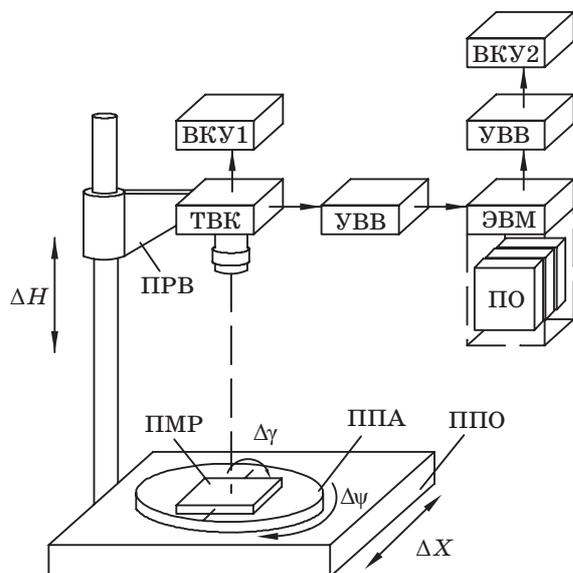
космических и летательных аппаратов были созданы стенд экспериментальных исследований (СЭИ) и стенд комплексной отработки (СКО).

При разработке СЭИ ставилась основная задача экспериментального исследования влияния геометрических, масштабных и других искажений текущего информационного массива на эффективность корреляционного алгоритма в зависимости от изменения углов ориентации, угла визирования, масштаба (высоты наблюдения), угла засветки. Моделирование процесса наблюдения, близкого к реальным условиям, и проведение экспериментальных исследований позволяют:

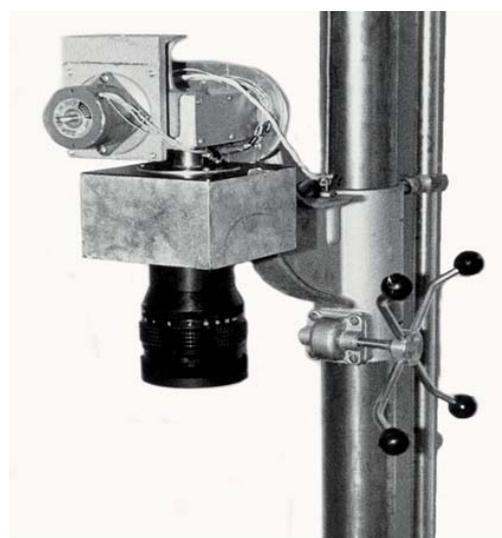
- обосновать требования к оптической системе и приемнику изображения;
- сформулировать требования к качеству и объему эталонной информации;
- определить область допустимых искажений, при которых корреляционный алгоритм сохраняет свою работоспособность.

В состав стенда входят (рис. 1): телевизионная камера ТВК (рис. 2); азимутальная поворотная платформа ППА; однокоординатная подвижная платформа ППО; ракурсный поворотный механизм с предметным столом ПМП; вертикальная подвижная рама ПРВ; видеоконтрольные устройства ВКУ1 и ВКУ2; устройства ввода-вывода информации УВВ; ЭВМ обработки данных и управления; специальное программное обеспечение ПО.

Диапазон вертикального хода подвижной рамы (300÷1200 мм), комплект переходных колец и сменных насадок для оптических си-



■ Рис. 1. Стенд экспериментальных исследований



■ Рис. 2. Телевизионная камера на ПЭС

стем с различными фокусными расстояниями (20—135 мм), а также формат размещаемого на предметном столе аэрокосмического фотоизображения (280×240 мм) позволяют имитировать условия наблюдения ОЭС с полем зрения до 20° и разрешением 5—100 м на местности для низкоорбитальных КА (350—600 км) при освещенности 0,45—45 Вт/м². Предметный стол ПМР, осуществляющий вращение в диапазоне угла ракурса ±35° с точностью ручной установки ±1°, ППА, разворачивающаяся в пределах ±180° с точностью ±2" (при отсчете по лимбу), обеспечивают моделирование условий наблюдения при изменении ориентации КА (тангаж, крен и рыскание). ППО, перемещающаяся (непрерывно или дискретно в диапазоне ±110 мм с точностью 0,01 мм) в автоматическом (по командам ЭВМ) или ручном режиме, дает возможность моделировать «смаз» изображения, возникающий при движении КА относительно подстилающей поверхности.

Имитация условий наблюдения и получение статистических характеристик исследуемых алгоритмов распознавания осуществлялись путем ручной выставки задаваемых параметров СЭИ с отображением текущей информации на ВКУ1. Автоматический режим ввода и обработки изображения обеспечивает специальное ПО ЭВМ, включающее в себя алгоритмы низкочастотной фильтрации, бинарного кодирования и вычисления функции взаимной корреляции (ВКФ) с отображением результатов на ВКУ2. После записи последовательностей изображений, имеющих различные значения искажений, ЭВМ производит расчет и выдачу результатов вычислений ВКФ в графической форме. При исследовании влияния фона изображения на работу корреляционного алгоритма использовались фотоматериалы с низкочастотными, среднечастотными и высокочастотными пространственными спектрами.

Стенд комплексной отработки (рис. 3) предназначен для отладки функционирования основных блоков автономных исследуемых систем (АИС) КА, проводимой на этапе комплексных конструкторско-доводочных испытаний. Стенд обеспечивает математическое моделирование работы блока обработки информации и сопряжение ОЭС с бортовой аппаратурой КА при различных режимах функционирования, а также моделирует внешние условия, соответствующие реальным условиям эксплуатации ОЭС, имитация которых позволяет оценить точность и основные эксплуатационные характеристики разрабатываемых систем. К таким условиям относятся:

- параметры относительного движения носителя и наблюдаемой сцены;



■ Рис. 3. Внешний вид стенда комплексной отработки

- параметры реальных систем управления движением и навигации (моделирование погрешностей предварительных целеуказаний комплекса управления носителя);

- уровень линейного разрешения элемента наблюдаемой сцены, соответствующий 10—20 м на местности;

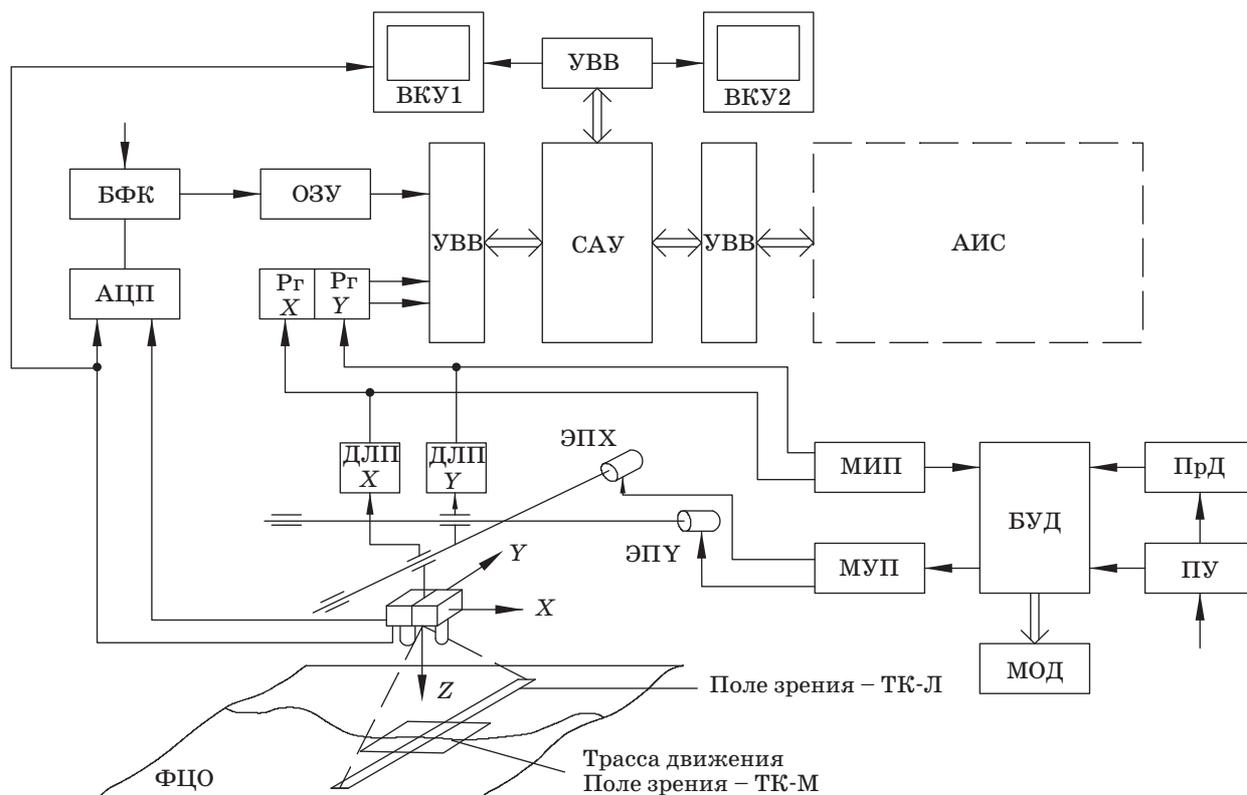
- пространственно-частотные характеристики подстилающей поверхности;

- энергетика фокальной плоскости.

В условиях, частично моделирующих натурные испытания, осуществляется практически полная имитация работы основных подсистем управления и динамических условий наблюдения, которые позволяют исследовать их влияние на работу АИС во всех режимах функционирования. Узлы и блоки экспериментального образца АИС, системы анализа и управления выполнены в виде модулей приборного интерфейса ЭВМ.

В базовый состав СКО (рис. 4) входят: двухкоординатная подвижная платформа — имитатор орбитального движения с блоком телекамер, построенных на базе линейного ТК-Л и матричного ТК-М прибора с зарядовой связью (ПЗС) с комплектом переходных колец и сменных насадок для оптических систем (фокус 20—135 мм); управляемые приводы постоянного тока ЭП X, ЭП Y; датчики линейных перемещений ДЛП X и ДЛП Y, имитирующие работу автоматической системы навигации; модуль управления приводами МУП; модуль измерения линейного положения МИП; блок управления движением БУД; ручной пульт управления ПУ; модули отображения данных МОД, текущей ВКУ1 и служебной ВКУ2 информации; программатор движения ПрД; планшет с фоно-целевой обстановкой ФЦО.

В структуру СКО, формируемую после отработки алгоритмического обеспечения на СЭИ и создания экспериментального макета АИС,

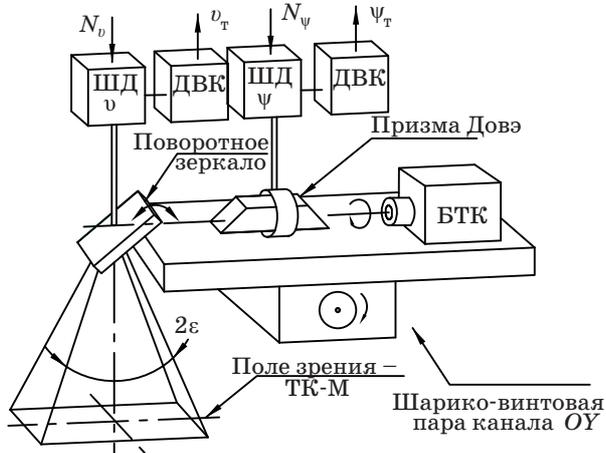


■ Рис. 4. Структура стенда комплексной обработки

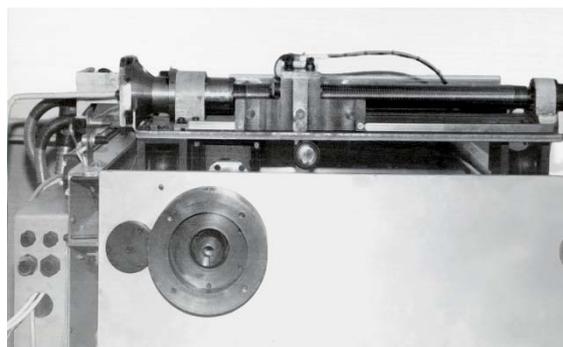
входят (см. рис. 4): аналого-цифровой преобразователь АЦП; блок формирования кадра БФК; оперативное запоминающее устройство ОЗУ; автономная исследуемая система АИС; устройства ввода-вывода УВВ; регистры текущих координат $P_{г\ X}$ и $P_{г\ Y}$; система анализа и управления САУ на базе ЭВМ, включающая в себя ПО математи-

ческой модели бортового комплекса управления (ВКУ) и системы управления движением КА.

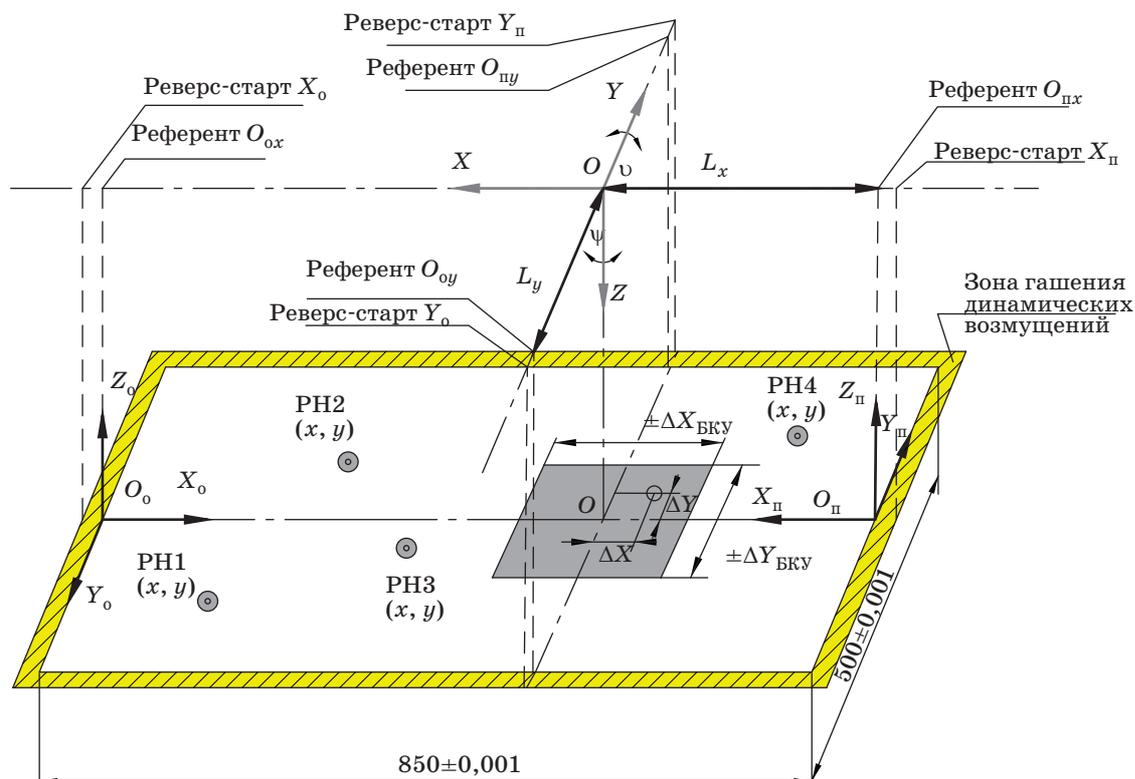
Независимые перемещения платформы (0,1–50 мм/с) в продольном (ось OX : 850 мм) и поперечном (ось OY : 500 мм) направлениях с точностью позиционирования $\pm(2 \cdot 10^{-6})$ м обеспечивают измерение значений текущих координат с погрешностью $\Delta X = \Delta Y = \pm(4 \cdot 10^{-6})$ м. На подвижной платформе смонтировано устройство, позволяющее изменять положение линии визирования по каналам тангажа и рыскания (рис. 5, 6), следящее зеркало которого перенеце-



■ Рис. 5. Структура имитатора орбитального движения



■ Рис. 6. Подвижная платформа



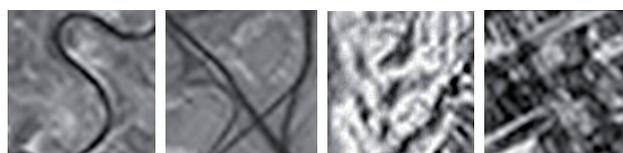
■ Рис. 7. Схема размещения модуля имитации орбитального движения и ФЦО

ливают линию визирования в тангажной плоскости в пределах $\pm 30^\circ$ с точностью $\pm 2'$. Изменение ориентации изображения наблюдаемой сцены по каналу рыскания с точностью $\pm 2'$ обеспечивает призма Довэ. Управление зеркалом и призмой Довэ производится шаговыми двигателями ШД, на которые подаются программные значения положения N_ψ и N_ψ , а с оптических датчиков вал-код ДВК снимаются текущие значения углов наклона зеркала ψ_T и призмы Довэ ψ_T . Комплексное техническое решение, примененное для имитации работы каналов тангажа и рыскания КА, позволило получить характеристики стенда, в 2–3 раза превышающие достигнутые показатели точности ориентации КА [8].

Планшет ФЦО, выполненный на специальной раме (рис. 7), позволяет изменять высоту относительно блока телекамер ($H_1=350$ мм, $H_2=700$ мм, $H_3=1400$ мм), а также размещать носители на прозрачной основе (позитивы, негативы) и фотоизображения на непрозрачном носителе, имеющие разные масштабы. Система подсветки ФЦО моделирует суточные и сезонные изменения освещенности. Такая конструкция ФЦО совместно с подвижной платформой обеспечивает имитацию движения реального изображения местности как автономной (фокус 50–150 мм), так и штатной (фокус более 2 м) оптиче-

ской аппаратуры в реальном масштабе для высот полета КА 350–600 км [8].

Две неподвижные системы координат планшета ФЦО (прямая $X_\Pi O_\Pi Y_\Pi$ и обратная $X_0 O_0 Y_0$), связанные с референтами ДЛП, по которым производится обнуление их показаний, обеспечивают циклический режим работы стенда. Референты ДЛП X, ДЛП Y, выставленные на расстоянии 25 мм от концевых выключателей питания электроприводов, позволяют организовать необходимую зону гашения динамических возмущений и исключить из обработки участки ФЦО, на которых подвижная платформа модуля имитации орбитального движения перемещается с ускорением (см. рис. 7). По направлению движения платформы на планшете ФЦО располагается фотоматериал с выбранными опорными ориентирами (рис. 8) районов наблюдения PH1–PH4, координаты которых задаются в прямой и обрат-



■ Рис. 8. Опорные ориентиры

ной системах координат относительно их центров в виде приращений (ΔX ; ΔY).

Опорные ориентиры (дороги, реки, строения и т. д.) представляют собой изображения протяженных объектов характерной формы. Например, размеру изображения ориентира 6×6 мм на снимке соответствует его размер на земной поверхности 550×550 м. Ориентиры отбираются с использованием первичных информационных материалов [9], при этом основным критерием выбора ориентира является наличие глобального максимума и низких значений уровней боковых максимумов. Ориентиры образуют библиотеку эталонов, необходимый состав которой определяется работой алгоритма распознавания аппаратного бинарного коррелятора в режимах обнаружения и наведения АИС [3].

Вспомогательная аппаратура стенда обеспечивает предварительный выбор ориентиров, оцифровку видеоинформации, запись цифрового изображения ориентира в библиотеку эталонов ОЭС и фиксацию истинного положения ориентира относительно референтных точек стенда с точностью ± 2 мкм.

Визуальное отображение текущих значений координат подвижной платформы, выводимых на дисплей МОД, позволяет контролировать ход выполнения программ движения, задаваемых с ручного ПУ или ПрД. Программами функционирования стенда также предусмотрен визуальный контроль текущей информации и эталонных информационных массивов, отображаемых на мониторах ВКУ1 и ВКУ2.

Методика проведения и результаты экспериментальных исследований

При исследованиях проводилась оценка работоспособности АИС с использованием космических снимков различных типов поверхности: города, ландшафта, сельской местности. В качестве опорных ориентиров, предназначенных для распознавания, выбирались специфические фрагменты снимков [9] «Река», «Развилка», «Хребет», «Город» размером 32×32 элемента разложения (см. рис. 8).

Методика составлялась на основе оценки влияющих факторов и моделирования их параметров [1, 10]. Решение о наличии объекта или об отсутствии его на изображении принимается в соответствии с критерием Неймана — Пирсона, при использовании которого минимизируется условная вероятность пропуска объекта $P_{\bar{D}}$ и обеспечивается максимальная вероятность правильного обнаружения $\max P_D$, но с условием, что вероятность ложной тревоги P_F не больше

заданного значения [11]. Условием обеспечения качества обнаружения является превышение значения глобального максимума ВКФ уровня порога $R > R_0$. Порог $R_0 = 0,75$ определяется значением вероятности ложной тревоги $P_F < 10^{-5}$ путем статистического моделирования [12].

Использована модель текущего искаженного изображения, снимаемого с матричного ПЗС [10]:

$$F(i, j) = \frac{a}{e+1} \left\{ \sum_0^e \left[\begin{array}{c} G(i+e, j) + b \frac{1}{M \times N} \times \\ \times \sum_1^M \sum_1^N G(i+e, j) \end{array} \right] \right\} + H(i, j),$$

где $G(i, j)$ — исходное неискаженное (эталонное) изображение (ЭИ); $F(i, j)$ — искаженное (текущее) изображение (ТИ).

Выбор параметров модели осуществлялся из следующих соображений. При изменении зенитных углов Солнца в пределах $i = 10 \div 80^\circ$ и углов ракурса $\theta = 0 \div 60^\circ$ коэффициент яркостных искажений принимает значения $a = E_{ТИ}/E_{ЭИ} = (0,1 \div 2,0)$ [10], где E — освещенность. Контрастные искажения, обусловленные влиянием дымки и рассеивания излучения в атмосфере, приводят к изменениям постоянной составляющей в сигнале изображения размером $M \times N$ с коэффициентом b . Наличие дымки, соответствующей метеорологической дальности видимости 20 км, может приводить к снижению контраста на 15—25 %, а влияние рассеяния — к увеличению контраста на 10—12 % [1]. Искаженное изображение, подвергнутое продольному «смазу», определяется коэффициентом e , значение которого пропорционально числу «смазанных» пикселей. Проведение процедуры зашумления эталона, а не всей текущей информации, позволяет снизить объем информации, считываемой с ПЗС. При этом использовался центрированный белый шум $H(i, j)$ с математическим ожиданием $m = 0$ и дисперсией $\sigma_{ш}^2$. Сигнал/шум задается отношением числа неискаженных пикселей N бинарного изображения к числу искаженных $N_{инв}$ (инвертированных): $\psi_k = (N - N_{инв})/N_{инв}$. Дисперсия шума определяется выражением $\sigma_{ш}^2 = \sigma_c^2 / \psi_k$, где σ_c^2 — дисперсия сигнала.

Текущие и эталонные изображения подвергаются типовой обработке низкочастотной фильтрации маской 3×3 элемента разложения. При этом значение каждого из элементов массива $F(i, j)$ анализируемого изображения сравнивается со средним значением функции яркости в окне анализа \bar{F} и заданным порогом Π_{ϕ} , в результате этого устраняются одиночные помехи, некоррелированные с соседними элементами [13]:

$$F_{\Phi}(i, j) = \begin{cases} \bar{F} & \text{при } F(i, j) \geq \bar{F} + \Pi_{\Phi} \\ F(i, j) & \text{при } F(i, j) < \bar{F} + \Pi_{\Phi} \end{cases},$$

$$\text{где } \bar{F} = \frac{1}{m \times n} \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n F(i, j).$$

Бинарное кодирование проводилось скользящим окном $m \times n$ элементов разложения с адаптивным порогом. При этом в качестве порога квантования выбирается среднее значение отсчетов яркости по предыдущей строке \bar{F} , затем формируется бинарный массив, соответствующий входному полутоновому изображению [1]:

$$F_6(i, j) = \begin{cases} 1 & \text{при } F(i, j) \geq \bar{F} \\ 0 & \text{при } F(i, j) < \bar{F} \end{cases}.$$

Вычисление критериальной функции меры сходства осуществлялось по алгоритму, работа которого основана на определении уровня глобального максимума относительно локальных максимумов [1, 10]:

$$R(m, n) = \frac{1}{m \times n} \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n -(F(M, N) \oplus G(m-i, n-j)),$$

где $R(m, n)$ — функция меры сходства; $F(M, N)$ — массив ТИ форматом $M \times N$; $G(m, n)$ — массив ЭИ форматом $m \times n$.

Имитация реальных условий наблюдения обеспечивается соответствием масштабов изображения в фокальной плоскости стенда и реальной системы. Разрешаемый системой элемент на местности при наблюдении в надир определяется выражением $l = \Delta m h / f_p$, где Δm — размер элемента ячейки ПЗС; h — высота полета носителя; f_p — фокусное расстояние реальной оптики. Соответствие масштабов обеспечивается выполнением соотношения $M_{ТИ} = l f / \Delta m H$, где f — фокусное расстояние оптической системы стенда; H — высота телекамеры над ФЦО.

Имитация влияния внешних факторов, проводимая в широких пределах (сигнал/шум $\psi = 2 \div 50$; угол ориентира $\alpha = 0 \div 12^\circ$; соответствие масштабов $M_{ТИ} = 0,8 \div 1,2$; ракурс наблюдения $\theta = \pm 30^\circ$; яркостные искажения $a = 0,5 \div 1,5$; контрастные искажения $b = (-0,125) \div (+0,25)$; смаз $e = 0 \div 5$), позволяет перекрыть весь диапазон изменений сезонных, суточных колебаний освещенности подстилающей поверхности.

Проведение исследований на СЭИ осуществлялось с использованием аэрокосмических фотоснимков масштабом $1:50\,000 \div 1:200\,000$ в следующем порядке:

1) на ТИ выбирается опорный ориентир, имеющий формат 32×32 , и с помощью предметного

столика выводится центр ориентира на режим визирования оптической системы ТВК;

2) в ОЗУ записывается заданный фрагмент ТИ;

3) из ОЗУ считывается фрагмент ТИ, принятый за опорный ориентир, и формируется массив эталонной информации;

4) проводится обработка ЭИ и вычисляются его характеристики σ_c^2 , M_c ;

5) формируются массивы централизованного белого шума $\sigma_{\text{ш}}^2$ заданными отношениями сигнала к шуму ψ_k ;

6) шумовой массив складывается с ЭИ и производится кросс-корреляция ТИ и ЭИ;

7) для различных параметров вычисляются функциональные зависимости вида $R_m(i, j) = f(\alpha)$; $R_m(i, j) = f(M_{ТИ})$; $R_m(i, j) = f(\theta)$ и т. д. при $\psi_1, \dots, \psi_i = \text{const}$.

Полученные зависимости позволяют оценить допустимые значения факторов, при которых обеспечиваются заданные вероятности правильного обнаружения и ложной тревоги, а также определить требования к эталонной информации. Исследования проводились при большом числе экспериментов (500) [1], при этом оптимальный объем выборки для обеспечения высоких показателей качества обнаружения и снижения трудоемкости моделирования определяется методикой [14].

В методику отработки АИС на СКО входит:

— проверка функционирования узлов и блоков, заключающаяся в контроле эксплуатационных характеристик при задании диапазонов основных влияющих факторов, имитирующих реальные условия;

— отладка информационного обмена с бортовыми системами КА, заключающаяся в имитации структуры, форматов, последовательности команд реальной бортовой ЭВМ и БКУ КА.

При исследованиях варьировались скорость движения каретки, высота, освещенность, ошибки предварительных целеуказаний и типы подстилающей поверхности. Реальным условиям эксплуатации на стенде соответствуют космические снимки масштаба [10]: $H_1 = 350$ мм — $M11 = 1:200\,000$; $H_2 = 700$ мм — $M12 = 1:100\,000$; $H_3 = 1400$ мм — $M13 = 1:50\,000$. Соответствие эксперимента реальным условиям динамики относительного движения носителя и подстилающей поверхности достигается при выполнении условия $V_k = V_o H f_p / f h$, где V_o — вектор скорости движения носителя; V_k — вектор скорости движения каретки.

Алгоритм испытаний следующий. В натуральных условиях АИС начинает функционировать по информации, поступающей из навигационной системы. Поэтому при выходе в район наблюдения

(РН1—РН4) эмулятор БКУ выдает команду на включение АИС (с учетом возможных ошибок). При этом ошибки предварительных целеуказаний БКУ КА имитируются смещением референтных (опорных) точек стенда на величины $\Delta X_{\text{БКУ}}$, $\Delta Y_{\text{БКУ}}$, соответствующие реальным ошибкам штатной аппаратуры управления. После прохода над опорным ориентиром эмулятор БКУ выдает команду на выключение АИС. Кроме этих команд с эмулятора БКУ поступает информация о времени программного выхода на опорный ориентир. Из АИС поступает информация об отклонении текущего значения времени выхода от программного значения $\Delta t_X = t_t - t_p$. Ошибка по дальности соответствует значению $\Delta D_X = \Delta t_X (V_o \pm \delta V_o)$, где V_o — программное значение скорости КА, δV_o — отклонение истинной скорости от программной. АИС измеряет временной интервал $\Delta t_X = T_c n$, где T_c — строчный период ПЗС; $n=1, 2, 3, \dots$. Ошибка по дальности, вычисляемая по показаниям АИС, определяется из выражения $\Delta D_X = T_c n V_o (1 \pm \delta V_o / V_o)$. Ошибка по боку в АИС определяется непосредственно по смещению пика ВКФ в строчном периоде: $\Delta D_Y = M_s \Delta m H / f$, где $M_s = 1, 2, 3, \dots$ — номер элемента в строке; Δm — размер элемента в строке. Информация о текущих значениях координат подвижной платформы поступает с ДЛП X и ДЛП Y в промежуточные буферные регистры Pг X и Pг Y, а с них — в САУ, где сравнивается с программными значениями координат ожидаемого опорного ориентира. Когда разница между этими значениями координат достигает определенной величины (определяется максимальной ошибкой прогноза), САУ выдает команду на включение АИС, которая измеряет истинное значение координат опорного ориентира $X_i Y_i$. В памяти САУ хранится программное (виртуальное) значение координаты опорного ориентира $X_{\text{БКУ}i} Y_{\text{БКУ}i}$. Разности этих двух значений координат дают ошибки прогноза по дальности $\Delta D_X = X_i - X_{\text{БКУ}i}$ и по боку $\Delta D_Y = Y_i - Y_{\text{БКУ}i}$, являющиеся выходными параметрами. Так как управление АИС осуществляется по координатам, а точность позиционирования стенда более чем на порядок превышает точность измерения координат АИС, то при составлении программы эксперимента необходимо вводить искусственное смещение измеренных и программных координат опорного ориентира. Спецпроцессор макета АИС не обеспечивает опознавания произвольно ориентированных объектов в реальном масштабе времени, поэтому для начальной точки обеспечено совпадение ориентации объектов и эталонной информации, записанной в библиотеке эталонной информации.

На СКО проводились экспериментальные исследования и обработка АИС трех экспериментальных образцов ОЭС комплекса управления

КА дистанционного зондирования Земли: 1) датчика вектора скорости движения изображения [1]; 2) системы траекторной коррекции — датчика опознавания наземных ориентиров [3] и 3) системы конечного наведения — датчика обнаружения и наведения [2]. Их принцип действия основан на корреляционном сравнении цифровой эталонной информации с текущей информацией, снимаемой с видеодатчика. Первый датчик выполнен на базе линейного ПЗС, второй — на основе матричного ПЗС, а в третьем используются две линейки ПЗС.

Основные результаты моделирования на СЭИ представлены на рис. 9—11. Полученные на СКО результаты исследований датчика вектора скорости движения изображения показаны на рис. 12, а, б.

Анализ данных моделирования для изображений, принятых за эталоны, позволил сделать следующие выводы:

1) изменение ориентации ТИ приводит к резкому падению максимума ВКФ, при этом деградация максимума более выражена для высококачественных изображений;

2) максимально допустимым отклонением ориентации ТИ, при котором обеспечивается надежный захват ориентира, можно считать значение $\alpha = \pm(3 \div 3,5)^\circ$;

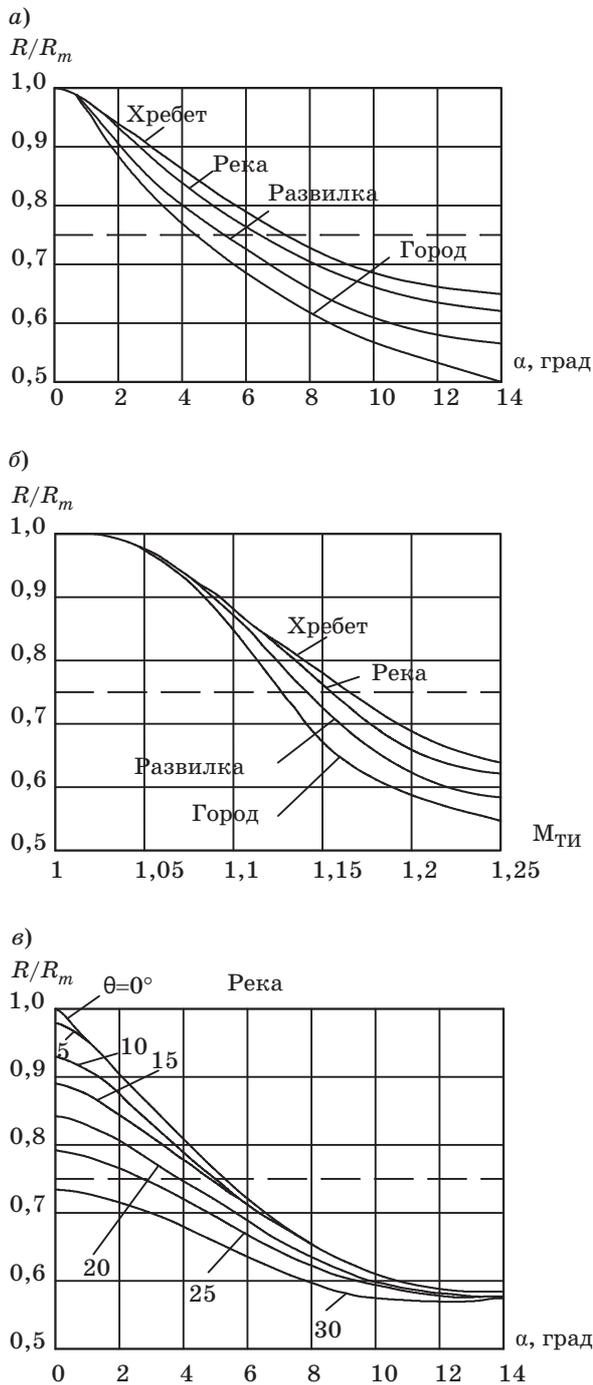
3) изменение контраста на $\pm 25\%$ практически не влияет на значение максимума ВКФ, что объясняется характером используемого бинарного алгоритма;

4) изменение освещенности текущей сцены на $\pm 50\%$ относительно ЭИ вызывает деградацию максимума ВКФ на 2% при значениях «смаза» $e \leq 2$ и на 4% при «смазах» в пределах $2 \leq e \leq 4$;

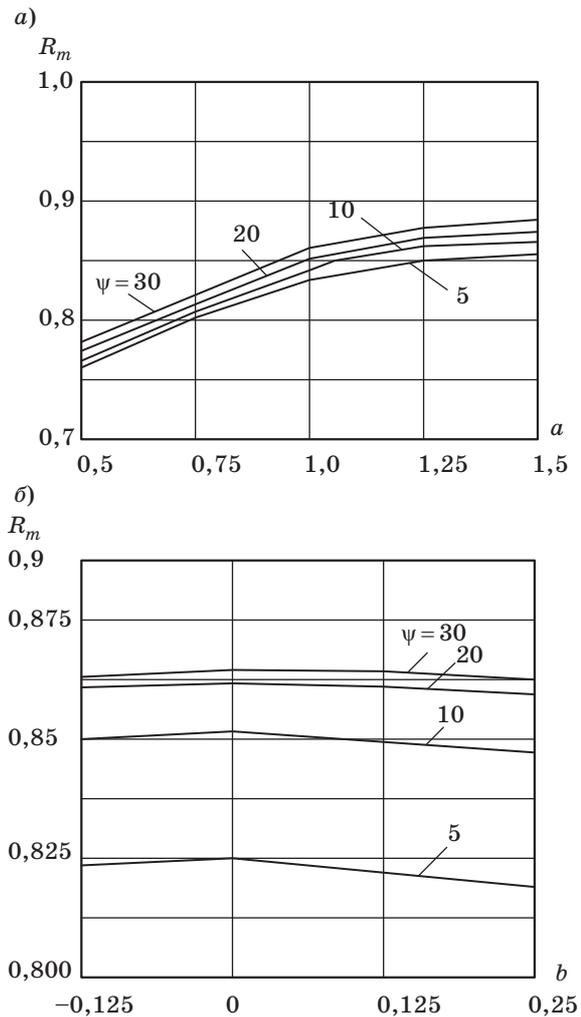
5) «смаз» изображения приводит к уменьшению максимума ВКФ: для $e \leq 2$ его влиянием можно пренебречь, а для $e \leq 4$ считать незначительным, при этом для малых значений сигнал/шум $\psi \leq 8$ влияние «смаза» меньше, чем для $\psi \leq 15$;

6) оптимальным окном интегрирования, обеспечивающим соответствие показателей быстродействия и выходных характеристик, является размер 5×1 , а размер ТИ 512×512 можно считать достаточным для перекрытия области ошибок предварительных целеуказаний БКУ КА.

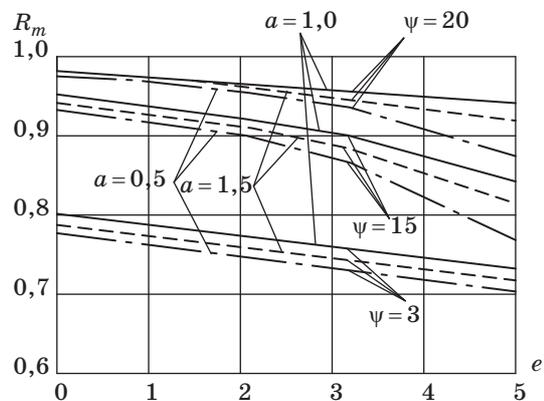
Следовательно, основными факторами, оказывающими существенное влияние на работу корреляционного алгоритма АИС, является отличие ориентации ТИ от ориентации ЭИ и изменение масштаба ТИ. Диапазон изменения параметров, влияющих на величину геометрических искажений ТИ, в основном определяется динамикой движения и точностью показаний систем ориентации и навигации носителя аппаратуры.



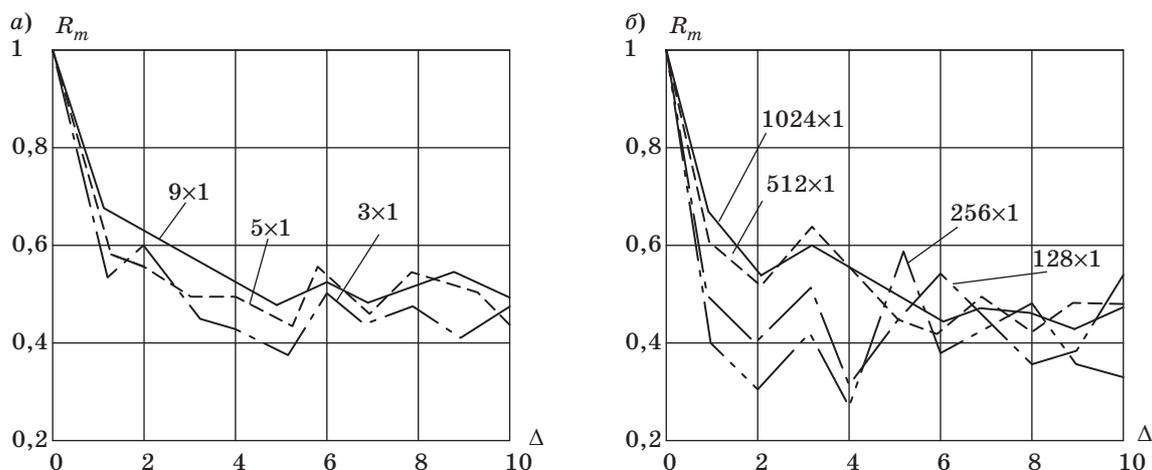
■ **Рис. 9.** Зависимость значений максимума нормированной ВКФ для различных типов наземных ориентиров: a — от угла ориентации α при $\theta=0^\circ$, $M_{ТИ}=1,05$; b — от изменения $M_{ТИ}$ при $\theta=10^\circ$; c — от изменения угла ориентации α при различных углах визирования ориентира (пунктирная линия соответствует значениям вероятности правильного обнаружения $P_D > 0,99$ и ложной тревоги $P_F < 10^{-5}$ при отношении сигнал/шум $\psi=5$)



■ **Рис. 10.** Влияние смоделированных на СЭИ условий наблюдения на деградацию максимума ВКФ для изображения типа «Река» в зависимости от изменения: a — освещенности a при $b=1,25$, $e=1$; b — контраста b при $a=0,75$, $e=1$



■ **Рис. 11.** Зависимость ВКФ от изменения смоделированного на СЭИ «смаза» e для $b=0,25$ при различных значениях освещенности и соотношений сигнал/шум



■ **Рис. 12.** Зависимость изменения максимума ВКФ от значений координат смещения пикселей линеек ПЗС при отсутствии рыскания: *а* — для выборки 512×1 изображения типа «Река» при различных окнах интегрирования; *б* — для окна интегрирования 5×1 изображения типа «Хребет» при различных длинах выборки

Заключение

Комплекс технических средств (СКО и СЭИ), созданный для экспериментальной отработки АИС, позволяет проводить:

- исследование влияния внешних факторов на работу АИС;
- формирование требований к базе эталонной информации;
- комплексную обработку всех узлов и блоков АИС;
- отладку информационного взаимодействия АИС с ВКУ;
- исследование влияния параметров движения изображения на разрешающую способность АИС.

Опыт, полученный при создании и эксплуатации стендов, подтверждает целесообразность использования СЭИ для отладки компонентов приемной подсистемы и алгоритмов распознавания еще до создания ОЭС, а СКО — до проведения летных испытаний ОЭС. Сравнение результатов экспериментальных исследований и летных испытаний датчика вектора скорости движения изображения [1] показало, что совместное применение СЭИ и СКО позволяет оценивать точностные характеристики ОЭС для всего диапазона изменений реальных условий эксплуатации, а с учетом стоимости одного запуска КА со спецоборудованием (до 10 млрд руб.) [15] — значительно сократить объем конструкторско-доводочных испытаний и окупить затраты на создание стендов и проведение испытаний.

Литература

1. Буканов Ф. Ф., Сбродов В. В., Свиридов В. П. Экспериментальные исследования системы определения параметров движения изображения // Вестник СамГТУ. Сер. Технические науки. Самара, 1998. Вып. 5. С. 36–41.
2. Сбродов В. В., Леонович Г. И. Телевизионная система опознавания ориентиров и наведения линии визирования // Технологии двойного применения: тр. 1-й Всерос. науч.-техн. конф./Поволжское СППО и РАН. Самара, 1995. С. 64–67.
3. Сбродов В. В., Свиридов В. П., Сафронов С. Г. Многоконтурные системы управления и навигации на базе датчиков опознавания ориентиров // XVIII Санкт-Петербургская Междунар. конф. по интегрированным навигационным системам, Санкт-Петербург, 30 мая – 1 июня 2011 г./ОАО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор». Санкт-Петербург, 2011. С. 246–247.
4. C. Edward Jones, James Lee. A simulated infrared model board// Guidance, Navigation, and Control and Co-located: Flight Simulation Technologies Conf., St. Louis, 22–24 July, 1985. P. 52–56. <http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1985-1748> (дата обращения: 10.11.2013).
5. Оружие и технологии России: Энциклопедия XXI век. Т. 11: Оптико-электронные системы и лазерная техника. – М.: Оружие и технологии, 2005. – 720 с.
6. Авиация ВВС России и научно-технический прогресс. Боевые комплексы и системы вчера, сегодня, завтра / под ред. Е. А. Федосова. – М.: Дрофа, 2005. – 734 с.

7. **Космическое** аппаратостроение: Научно-технические исследования и практические разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» / под ред. д.т.н. А. Н. Кирилина. – Самара: АГНИ, 2011. – 280 с.
8. www.samspace.ru/products/earth_remote_sensing_satellites/ka_resurs_dk_1/ (дата обращения: 26.10.2013).
9. **Гурский Б. Г., Лющанов М. А., Спирин Э. П.** и др. Основы теории систем управления высокоточных ракетных комплексов Сухопутных войск / под ред. В. Л. Солунина/МГТУ им. Н. Э. Баумана. – М., 2001. – 328 с.
10. **Сбродов В. В., Свиридов В. П., Давыдов В. Г.** Исследование эффективности алгоритмов опознавания ориентиров в комбинированных системах управления подвижных объектов // Вестник СамГТУ. Сер. Технические науки. Самара, 2002. Вып. 8. С. 179–186.
11. **Сосулин Ю. Г.** Теоретические основы радиолокации и радионавигации: учеб. пособие для вузов. – М.: Радио и связь, 1992. – 304 с.
12. **Лазарев Ю. Н., Сбродов В. В., Сафронов С. Г.** Моделирование процедур обнаружения объектов в системах визуального наблюдения//Актуальные проблемы информационной безопасности. Теория и практика использования программно-аппаратных средств: материалы VI Всерос. науч.-техн. конф. Самара: СамГТУ, 2012. С. 57–63.
13. **Писаревский А. Н., Чернявский А. Ф., Афанасьев Г. К.** и др. Системы технического зрения (принципиальные основы, аппаратное и математическое обеспечение)/под общ. ред. А. Н. Писаревского, А. Ф. Чернявского. – Л.: Машиностроение, 1988. – 424 с.
14. **Емельянов В. Ю., Лихолет Н. О., Шаров С. Н.** Возможности сокращения трудоемкости статистического моделирования корреляционно-экстремальных систем // Информационно-управляющие системы. 2009. № 3. С. 13–20.
15. www.finmarket.ru/news/3367326/ (дата обращения: 26.10.2013).

ПАМЯТКА ДЛЯ АВТОРОВ

Поступающие в редакцию статьи проходят обязательное рецензирование.

При наличии положительной рецензии статья рассматривается редакционной коллегией. Принятая в печать статья направляется автору для согласования редакторских правок. После согласования автор представляет в редакцию окончательный вариант текста статьи.

Процедуры согласования текста статьи могут осуществляться как непосредственно в редакции, так и по e-mail (ius.spb@gmail.com).

При отклонении статьи редакция представляет автору мотивированное заключение и рецензию, при необходимости доработать статью — рецензию. Рукописи не возвращаются.

Редакция журнала напоминает, что ответственность за достоверность и точность рекламных материалов несут рекламодатели.