

УДК 681.332.5

А. Х. СУЛТАНОВ, А. Е. КИСЕЛЕВ

ИНФОРМАЦИОННАЯ СИСТЕМА ОБРАБОТКИ ИЗОБРАЖЕНИЙ ДЛЯ ОПТОЭЛЕКТРОННОЙ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ ПО НАЗЕМНЫМ ОРИЕНТИРАМ

Рассмотрена информационная система, позволяющая определять навигационные параметры спутника на основе обработки изображений наземных ориентиров. Для распознавания изображений наземных ориентиров предложено применение оптического коррелятора совместного преобразования. Приведены концепция оптоэлектронной системы навигации, экспериментальные результаты, полученные с помощью информационной системы. Рассмотрен алгоритм определения местоположения и ориентации спутника. *Спутниковая навигация; наземные ориентиры; наблюдение Земли; обработка изображений; оптические корреляторы*

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время существует тенденция коммерциализации космоса, производится разработка и запуск большого количества коммерческих спутников связи и наблюдения Земли. Небольшие исследовательские спутники создаются научными организациями, университетами (например, Берлинским и Дрезденским техническими университетами [1, 2]). Большая часть таких спутников — низкоорбитальные. Несколько лет назад проекты создания группировок низкоорбитальных спутников мобильной связи (например, Iridium, Globalstar, Teledesik, Skybridge), которые должны были насчитывать от 48 до 100 и более спутников, считались весьма перспективными [3]. Хотя эти проекты окончились неудачей, разработка группировок низкоорбитальных спутников связи не прекращена (пример — спутниковая система связи в воздухе Honeywell/Racal SCS-1000 Mini-M Aero SATCOM [4]). Создание группировок спутников требует от производителей спутниковых систем перехода от производства одного к множеству спутников при жестких финансовых ограничениях. Поэтому создание недорогого малого низкоорбитального спутника становится особенно актуальной задачей. Для функционирования спутника бортовая навигация является критической задачей, требующей оптимизации по стоимости. Надежная и точная навигационная система необходима для поддержания на орбите и управления спутником, наведения бортового оборудова-

ния и географической привязки данных, полученных этим оборудованием.

Традиционные спутниковые автономные навигационные системы используют отдельное оборудование для определения местоположения и ориентации, а также дублирование оборудования на случай отказа. Такие системы обеспечивают высокую точность, доступность и операционную свободу, но обладают высокой стоимостью, большими энергопотреблением, массой, размерами. Поэтому для недорогого спутника целесообразно создание навигационной системы, использующей другой принцип построения.

1. КОНЦЕПЦИЯ СПУТНИКОВОЙ ОПТОЭЛЕКТРОННОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ ПО НАЗЕМНЫМ ОРИЕНТИРАМ

Применение подхода к построению навигационной системы, основанного на принципе максимального использования всего бортового оборудования, который реализуется путем уменьшения общего числа устройств и замены аппаратного резервирования (дублирования) функциональным резервированием на основе интеграции информации (Information Fusion) из нескольких источников, позволяет уменьшить общую стоимость реализации функции навигации [5].

Принцип максимального использования всего бортового оборудования предполагает использование каждого навигационного устройства для определения и местоположения, и ориентации. В номинальном режиме работы применяется одно первичное навига-

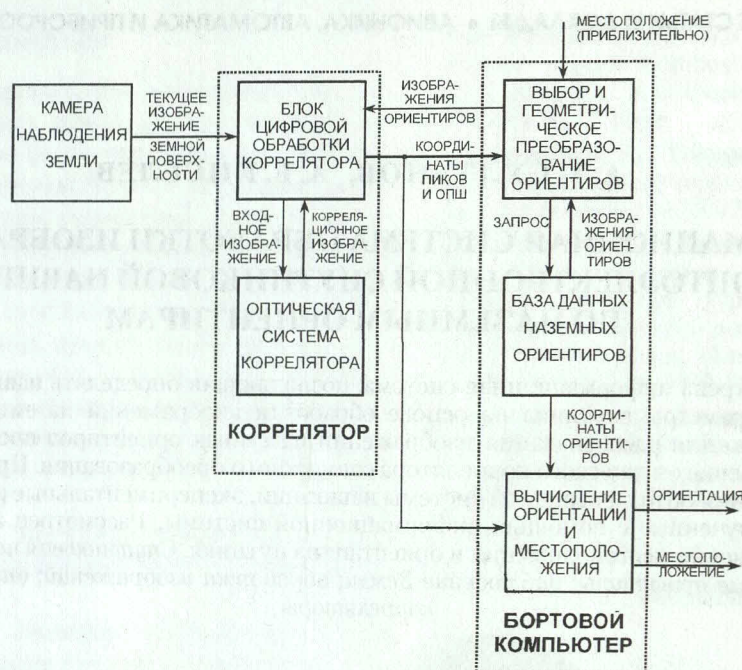


Рис. 1. Схема работы спутниковой оптоэлектронной системы навигации по наземным ориентирам

ционное устройство. В случае отказа первичного навигационного оборудования интеграция информации от нескольких различных дешевых и надежных вторичных датчиков позволяет заменить первичное оборудование.

В качестве первичного навигационного устройства удобнее использовать приемник сигналов глобальной спутниковой системы позиционирования. При этом камера наблюдения Земли, первоначально не предназначенная для навигационных целей, применяется для резервной навигации по наземным ориентирам.

Распознавание изображений наземных ориентиров на изображениях, полученных с борта космического аппарата, является сложной задачей для спутникового бортового компьютера, что объясняется большими размерами изображений, а также большим количеством обрабатываемых наземных ориентиров. Для задач обработки изображений на борту космического аппарата характерна ограниченность доступных вычислительных ресурсов [6]. Применение оптоэлектронного устройства — оптического коррелятора — для распознавания изображений наземных ориентиров позволит освободить ресурсы бортового компьютера для решения других задач, повысить производительность и точность навигации. Кроме того, оптический коррелятор может быть использован для наведения камеры и географической привязки снимков.

На рис. 1 представлена схема работы спутниковой оптоэлектронной системы навигации по наземным ориентирам. На основе предварительной информации о местоположении спутника (по данным магнетометра) производится выбор и геометрическое преобразование изображений наземных ориентиров из базы данных (БД) наземных ориентиров. Преобразованные изображения ориентиров и снимок камеры поступают в коррелятор. На выходном изображении находятся координаты корреляционных пиков, вычисляется отношение корреляционных пиков к шуму (ОПШ), т. е. отношение максимума корреляционного пика к среднеквадратическому отклонению яркости пикселей от нулевого значения в окрестности пика. На основе этой информации, а также широты и долготы ориентиров из БД наземных ориентиров бортовым компьютером вычисляются местоположение и ориентация спутника.

Система навигации по наземным ориентирам может использоваться для резервной навигации спутника в двух режимах:

1. При точно известной ориентации спутника. В этом случае исходными данными являются ориентация спутника (по данным звездного датчика, с точностью $0,003^\circ$) и местоположение спутника (по данным магнетометра, с точностью 10 км). Навигационная система на основе измерения координат одного наземного ориентира на снимке камеры

определяет местоположение спутника с точностью около 30 м.

2. При отсутствии точной информации об ориентации спутника. В этом случае исходными данными является местоположение спутника (по данным магнетометра, с точностью 10 км). Навигационная система на основе измерения координат трех наземных ориентиров на каждом из серии последовательных снимков камеры определяет местоположение спутника с точностью около 500 м, а ориентацию — около 0,06°.

2. ИНФОРМАЦИОННАЯ СИСТЕМА ОБРАБОТКИ ИЗОБРАЖЕНИЙ ДЛЯ ОПТОЭЛЕКТРОННОЙ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ

Разработана информационная система обработки изображений для оптоэлектронной спутниковой навигации, реализующая алгоритмы определения местоположения и ориентации по наземным ориентирам, которые могут быть использованы для навигации на борту спутника, а также позволяющая оценивать характеристики разных вариантов навигационной системы, исследовать влияние на точность навигации искажений изображений, характерных для космической съемки. Информационная система позволяет моделировать работу оптического коррелятора совместного преобразования с использованием алгоритма быстрого преобразования Фурье (БПФ) и формирование тестовых изображений земной поверхности, выполнять геометрическое преобразование изображений наземных ориентиров, вычислять местоположение и ориентацию спутника на основе измерения координат корреляционных пиков, производить выбор ориентиров из базы данных наземных ориентиров с использованием данных магнетометра.

Алгоритмы навигации разработаны на основе математической модели процесса оптоэлектронной навигации по наземным ориентирам, отражающей получение изображения земной поверхности камерой наблюдения Земли, влияние навигационных параметров на координаты корреляционных пиков.

Ориентация спутника описывается тремя углами — тангажа θ , крена φ и рыскания ψ в системе координат $x y z$, изображенной на рис. 2. Начало координат системы $x y z$ находится в центре Земли. Ось z направлена из центра Земли к спутнику, ось y сонаправлена с вектором скорости, ось x — ортогональное дополнение к другим осям.

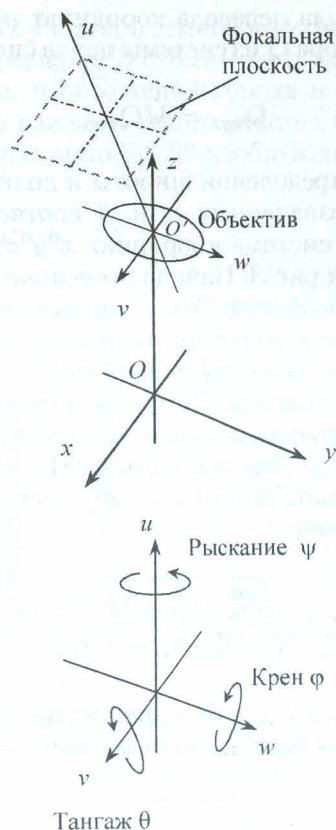


Рис. 2. Системы координат, используемые для определения ориентации спутника

На рис. 2 система координат $v w u$ связана с камерой. Ее начало координат — это центр объектива камеры, ось u совпадает с оптической осью, плоскость $v w$ параллельна фокальной плоскости и удалена от нее на фокусное расстояние f . Здесь ось u — ось рыскания, v — ось тангажа, w — ось крена. Если все три угла известны, матрица, описывающая поворот между системами координат $x y z$ и $v w u$, имеет вид

$$\hat{M}(\theta, \varphi, \psi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & -\sin \theta \\ 0 & \sin \theta & \cos \theta \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \cos \varphi & 0 & \sin \varphi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \varphi & 0 & \cos \varphi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \varphi \cos \psi \\ \sin \psi \cos \theta + \sin \varphi \cos \psi \sin \theta \\ \sin \theta \sin \psi - \cos \theta \sin \varphi \cos \psi \\ -\cos \varphi \sin \psi & \sin \varphi \\ \cos \theta \cos \psi - \sin \theta \sin \varphi \sin \psi & -\sin \theta \cos \varphi \\ \sin \theta \cos \psi + \cos \theta \sin \varphi \sin \psi & \cos \theta \cos \varphi \end{pmatrix}. \quad (1)$$

Формула перевода координат произвольного вектора Q из системы vwu в систему xyz :

$$Q_{xyz} = \hat{M} Q_{vwu}. \quad (2)$$

Для определения широты и долготы спутника, обозначенных α и β соответственно, вводится система координат $x^0 y^0 z^0$, изображенная на рис. 3. Начало координат находится в центре Земли. Ось z^0 направлена из центра Земли к точке на поверхности Земли с широтой и долготой, равными 0° . Ось x^0 направлена из центра Земли на Южный полюс. Ось y^0 направлена из центра Земли к точке на поверхности Земли с широтой 0° и долготой 90° восточной долготы. Радиус Земли принимается равным

$$R = \sqrt{\frac{R_{\min}^2 R_{\max}^2 (\operatorname{tg}^2 \alpha + 1)}{R_{\max}^2 \operatorname{tg}^2 \alpha + R_{\min}^2}}, \quad (3)$$

где R_{\max} и R_{\min} — большая и малая полуоси эллипсоида Красовского соответственно.

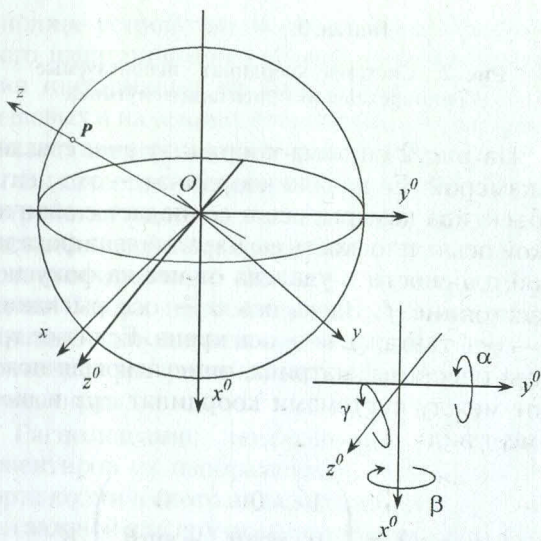


Рис. 3. Определение широты и долготы спутника

Матрица для перевода из системы координат xyz в систему $x^0 y^0 z^0$:

$$\hat{K}(\alpha, \beta, \gamma) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \beta & -\sin \beta \\ 0 & \sin \beta & \cos \beta \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \cos \alpha & 0 & \sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \gamma & -\sin \gamma & 0 \\ \sin \gamma & \cos \gamma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} =$$

$$= \begin{pmatrix} \cos \alpha \cos \gamma & & & & & \\ \sin \alpha \sin \beta \cos \gamma + \cos \beta \sin \gamma & & & & & \\ -\sin \alpha \cos \beta \cos \gamma + \sin \beta \sin \gamma & & & & & \\ & -\cos \alpha \sin \gamma & & \sin \alpha & & \\ & -\sin \alpha \sin \beta \sin \gamma + \cos \beta \cos \gamma & & -\cos \alpha \sin \beta & & \\ \sin \alpha \cos \beta \sin \gamma + \sin \beta \cos \gamma & & \cos \alpha \cos \beta & & & \end{pmatrix}, \quad (4)$$

где угол γ зависит от широты, долготы и параметров орбиты.

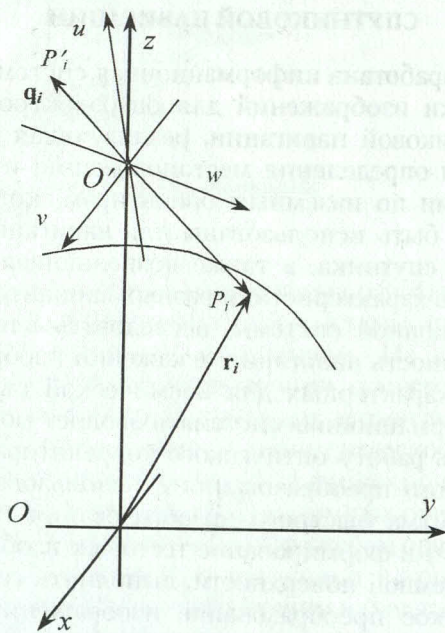


Рис. 4. Определение координат и ориентации спутника по наземным ориентирам

Формула перевода координат произвольного вектора Q из системы xyz в систему $x^0 y^0 z^0$:

$$Q_{x^0 y^0 z^0} = \hat{K} Q_{xyz}. \quad (5)$$

Создана модель определения координат и ориентации спутника по трем наземным ориентирам. Для каждого из трех ориентиров, принадлежащих одному снимку камеры, известны широта и долгота его центра α_i, β_i (из БД), а также вектор $q_{iuvw} = (q_{iv}, q_{iw}, f)^T$, определяющий координаты центра изображения ориентира в фокальной плоскости камеры (точки P'_i на рис. 4), найденный по корреляционному пику.

В системе $x^0y^0z^0$ прямая, проходящая через центр i -го ориентира (точку P_i на рис. 4), по направлению, задаваемому вектором q_i , определяется системой уравнений:

$$\frac{x - R \sin \alpha_i}{(\hat{K} \hat{M} q_{iuvw})_{x^0}} = \frac{y + R \cos \alpha_i \sin \beta_i}{(\hat{K} \hat{M} q_{iuvw})_{y^0}},$$

$$\frac{x - R \sin \alpha_i}{(\hat{K} \hat{M} q_{iuvw})_{x^0}} = \frac{z - R \cos \alpha_i \cos \beta_i}{(\hat{K} \hat{M} q_{iuvw})_{z^0}}. \quad (6)$$

Так как точка O' принадлежит всем трем прямым, подставим ее координаты, задаваемые вектором $\hat{K} \cdot (0, 0, H + R)^T$, во все три системы уравнений вида (6). Получим систему из 6 уравнений. Так как координаты векторов q_{iuvw} измерены с погрешностью, равенства не выполняются, поэтому ориентация и местоположение спутника определяются минимизацией на плоскости $(\theta, \varphi, \psi, \alpha, \beta)$ метрической функции

$$G = \sum_{i=1}^3 \left(\left(\frac{(\hat{K} \cdot (0, 0, H + R)^T)_{x^0} - R \sin \alpha_i}{(\hat{K} \hat{M} q_{iuvw})_{x^0}} - \frac{(\hat{K} \cdot (0, 0, H + R)^T)_{y^0} + R \cos \alpha_i \sin \beta_i}{(\hat{K} \hat{M} q_{iuvw})_{y^0}} \right)^2 + \left(\frac{(\hat{K} \cdot (0, 0, H + R)^T)_{x^0} - R \sin \alpha_i}{(\hat{K} \hat{M} q_{iuvw})_{x^0}} - \frac{(\hat{K} \cdot (0, 0, H + R)^T)_{z^0} - R \cos \alpha_i \cos \beta_i}{(\hat{K} \hat{M} q_{iuvw})_{z^0}} \right)^2 \right), \quad (7)$$

где H — высота орбиты, выражение вида $(Q)_x$ обозначает проекцию вектора Q на ось x , матрица \hat{M} зависит от θ, φ, ψ , матрица \hat{K} зависит от α, β .

В БД наземных ориентиров нельзя занести изображение всей земной поверхности, над которой пролетает спутник, из-за чрезмерного объема таких изображений, а также потому, что не всякий участок земной поверхности можно использовать в качестве наземного ориентира. Для резервной навигации достаточно двух измерений по наземным ориентирам за виток [2], при этом объем всех изображений наземных ориентиров не превысит 1 Гбайт. В БД содержатся наземные ориентиры, полученные из 2000–3000 изображений

отдельных участков земной поверхности размером примерно 30×60 км (это могут быть, например, изображения города и окрестностей). Из каждого такого участка нужно получить примерно 50–60 изображений ориентиров.



Рис. 5. База данных наземных ориентиров: а — расположение наземных ориентиров на участке; б — структура базы данных наземных ориентиров

На рис. 5, а показано расположение ориентиров на участке в плоскости xy системы координат xyz . Точка O — центр прямоугольника $ABCD$, представляющего участок, содержащий группу ориентиров. Ориентиры изображены на рисунке в виде маленьких серых квадратов (в трех рядах).

Структура базы данных наземных ориентиров показана на рис. 5, б.

Алгоритм определения местоположения и ориентации спутника при отсутствии точной информации об ориентации состоит в следующем. Спутник. При приближении спутника, движущегося в направлении оси y , к некоторому участку на расстояние менее 10 км (по данным магнетометра) проводится проверка, не попадают ли на снимок ориентиры из левого ряда на рис. 5, а. Для этого находится корреляция между текущим снимком и каждым шестым ориентиром из левого ряда (на рис. 5, а эти ориентиры более темные). Эта операция проводится и для последующих снимков, пока не будут обнаружены корреляционные пики. По корреляционному пику определяется положение центра ориентира на снимке, выбирается тройка ориентиров, которые будут использованы для навигации. Далее коррелятором обрабатываются каждый текущий снимок совместно с каждым

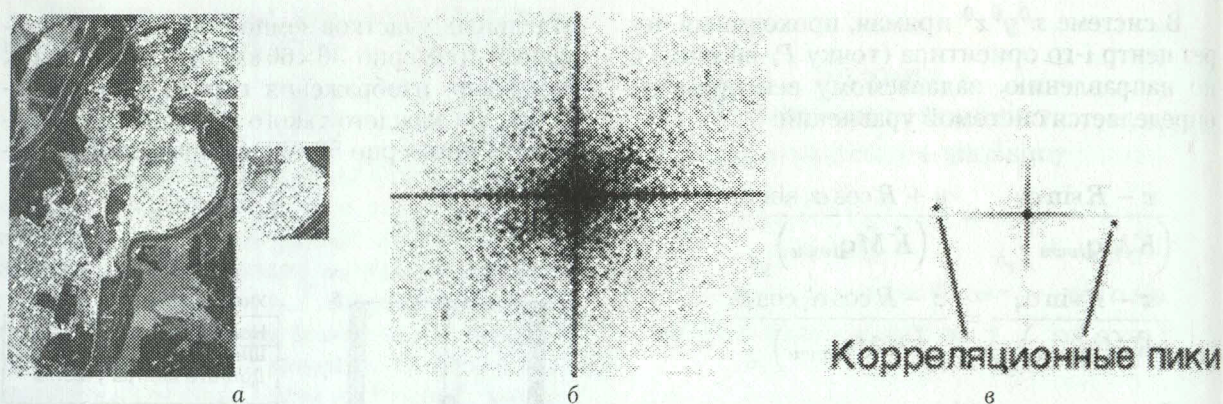


Рис. 6. Расположение образцового и текущего изображений на входе, результаты обработки программным обеспечением информационной системы: а — входное изображение; б — спектр (негатив); в — корреляционное изображение (негатив)

из выбранных трех ориентиров, пока не будет обнаружен снимок, содержащий все три ориентира.

На точность определения пика сильнее всего влияет значение угла рыскания ψ , поэтому значение ψ уточняется. Для этого с одним из трех ориентиров последовательно проводится геометрическое преобразование, соответствующее значениям $\psi = -1^\circ, \dots, +1^\circ$ с шагом $0,5^\circ$, $\varphi = 0^\circ$ и $\theta = 0^\circ$. Затем поочередно проводится корреляция каждого из преобразованных ориентиров с одним и тем же текущим изображением. Выбирается то значение ψ , которое обеспечивает большее отношение корреляционного пика к шуму. Так получается значение рыскания с точностью $0,25^\circ$. Далее проводится геометрическое преобразование всех трех ориентиров для этого значения ψ , находясь с помощью корреляции координаты трех преобразованных ориентиров на текущем снимке. Так как для каждого из трех ориентиров известны широта и долгота α_i, β_i (из БД), а также вектор $\mathbf{q}_{iuvw} = (\mathbf{q}_{iv}, \mathbf{q}_{iw}, f)^T$, найденный по корреляционному пику, то искомыми ориентацию и местоположение спутника можно определить, минимизировав на плоскости $(\theta, \varphi, \psi, \alpha, \beta)$ метрической функции G .

3. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

В результате сравнения работы моделирующего программного обеспечения и макета оптического коррелятора показано близкое сходство рассчитанных с использованием разработанной информационной системы и полученных экспериментально спектров и корреляционных изображений. Некоторые отличия обусловлены нескомпенсированными

отражениями в оптической системе, погрешностями регистрации спектра и корреляционного изображения, а также различиями в размерах обрабатываемых макетом и моделирующей программой изображений. Однако эти отличия практически не влияют на точность определения координат пика.

На рис. 6 приведены входное изображение (содержащее образцовое и текущее изображения), спектр и корреляционное изображение, полученные с помощью информационной системы.

Чтобы убедиться в устойчивости навигационной системы к геометрическим искажениям изображений, типичным для спутниковой съемки, проведена серия вычислительных экспериментов с использованием информационной системы. По результатам исследования влияния поворота, масштабирования, перспективных искажений, изменения яркости текущего изображения относительно образцового, закрытия части изображения, шума сформулированы рекомендации по учету влияния этих искажений в системе навигации по наземным ориентирам.

На рис. 7 представлены зависимости отношения пика к шуму (ОПШ) в выходной (корреляционной) плоскости оптического коррелятора от величин, характеризующих масштабирование текущего изображения, поворот текущего изображения относительно образцового, изменения яркости текущего изображения, неполное перекрытие текущего и образцового изображений. Если отношение пика к шуму превышает 1000, достигается высокая точность определения координат пика.

При проведении вычислительных экспериментов по определению точности навигации с помощью разработанной информаци-

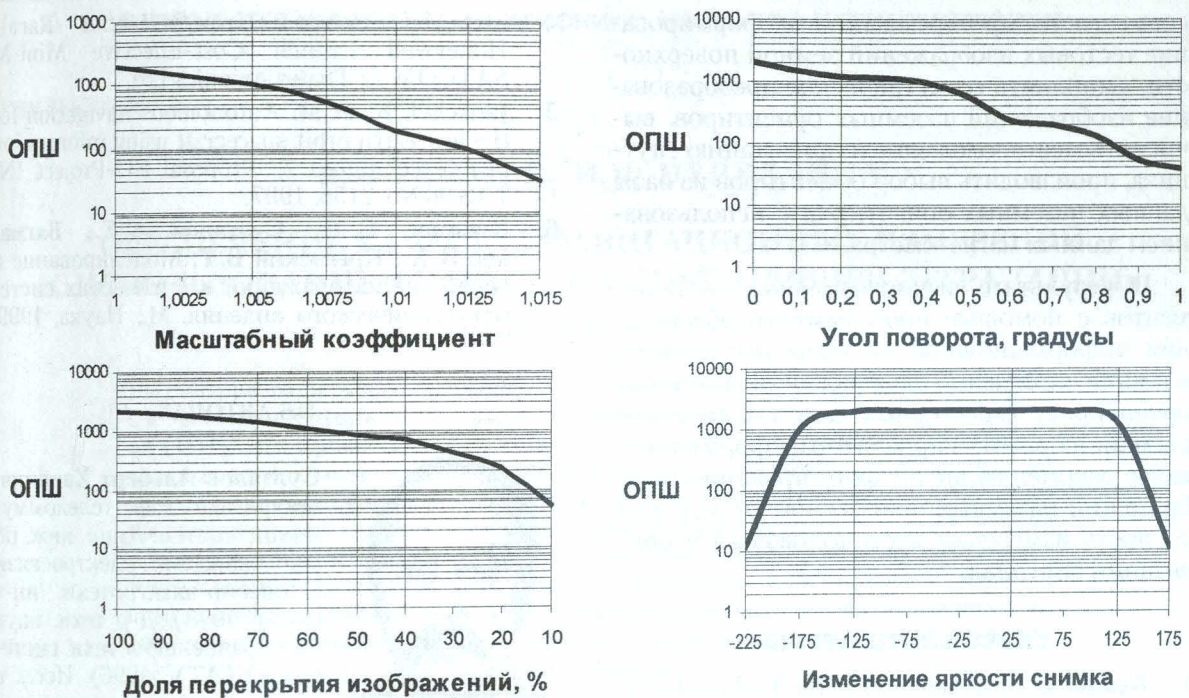


Рис. 7. Влияние искажений изображения на работу коррелятора

онной системы использовалось реальное космическое изображение города Уфы и окрестностей с разрешением 10 м/пиксель. В качестве наземных ориентиров использовались участки городской застройки, так как они дают лучшую точность выделения корреляционного пика. Орбита считалась круговой с высотой 500 км. Размер снимка камеры в пикселях принят следующим: 1280×1024 — для определения местоположения спутника при наличии точной информации об ориентации, 2832×2124 — для определения местоположения и ориентации спутника по трем наземным ориентирам. Размер изображения наземного ориентира — 256×256 пикселей. Ориентация спутника выбрана таким образом, чтобы искажения текущего изображения по сравнению с образцовым были максимальными для данной навигационной системы, при которых сохраняется высокая точность определения координат корреляционных пиков. Во входное, спектральное и корреляционное изображения был добавлен гауссовский шум.

По результатам проведенных вычислительных экспериментов ошибка определения координат спутника при использовании звездного датчика с точностью определения ориентации 0,003° не превысила 30 м. При отсутствии точной информации об ориентации по серии из восьми последовательных снимков, содержащих три ориентира, ошибка

определения координат спутника составляла до 500 м, ориентации — менее 0,06°.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана концепция системы оптоэлектронной навигации по наземным ориентирам, являющейся частью навигационной системы, реализующей принцип максимального использования всего бортового оборудования на основе интеграции информации из нескольких источников, что позволяет уменьшить общую стоимость реализации функции навигации.

Созданы математическая модель процесса оптоэлектронной навигации по наземным ориентирам, отражающая получение изображения земной поверхности камерой наблюдения Земли, влияние навигационных параметров на координаты корреляционных пиков, и алгоритмическое обеспечение, реализующее математическую модель. Алгоритмы моделирования позволяют оценивать производительность навигации, алгоритмы определения местоположения и ориентации по наземным ориентирам могут быть использованы для навигации на борту спутника.

Разработана информационная система обработки изображений для оптоэлектронной спутниковой навигации, позволяющая моделировать работу оптического коррелятора

совместного преобразования и формирования тестовых изображений земной поверхности, выполнять геометрическое преобразование изображений наземных ориентиров, вычислять местоположение и ориентацию спутника, производить выбор ориентиров из базы данных наземных ориентиров с использованием данных магнетометра.

В результате вычислительных экспериментов с помощью программного обеспечения информационной системы исследовано влияние искажений изображений наземных ориентиров, характерных для космической съемки, на работу коррелятора, сформулированы рекомендации по формированию изображений наземных ориентиров, определена точность измерения местоположения и ориентации спутника.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

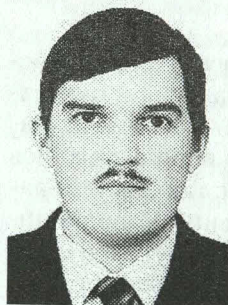
1. **Renner U.** Small satellites at the Technical University of Berlin // Small Satellites for Earth Observation: Digest of the 2nd Int. Symp. of the IAA. Berlin, 1999. P. 253–256.
2. **Janschek K., Boge T., Buchroithner M., Doege K. -P.** Using Earth observation payload resources for autonomous on-board navigation of LEO-satellites // Small Satellites for Earth Observation: Digest of the 2nd Int. Symp. of the IAA. Berlin, 1999. P. 301–304.
3. **Вронец А. П.** О реализации проектов спутниковых систем связи Иридиум и Глобалстар в российском сегменте // Спутниковая связь: Докл. 2-й междунар. конф. М., 1996. Т. I. С. 118–120.

4. <http://www.ravl.co.uk/press/pr35.html> Racal/Honeywell Launch Cost-Effective Mini-M SATCOM // Thales Avionics Ltd.
5. **Janschek K. et al.** Autonomous navigation for the low-earth orbit spacecraft using information fusion techniques // Proposal EU-Project INTAS 96 No. 2156. 1997.
6. **Кусимов С. Т., Султанов А. Х., Багманов В. Х., Крымский В. Г.** Моделирование и обработка изображений в оптических системах космического видения. М.: Наука, 1999. 208 с.

ОБ АВТОРАХ



Султанов Альберт Ханович, проф., зав. каф. телекоммуникац. систем. Дипл. инж. по многоканальн. электросвязи (Новосиб. электротехн. ин-т связи, 1973). Д-р техн. наук по управлению в техн. системах (УГАТУ, 1996). Иссл. в обл. телекоммуникационных оптоэлектронных аэрокосмических систем.



Киселев Антон Евгеньевич, ст. преп. той же кафедры. Дипл. магистр техники и технологии (УГАТУ, 1999). Канд. техн. наук по системн. анализу, управл. и обраб. информации (УГАТУ, 2003). Иссл. в обл. обработки аэрокосмич. изображений.