

УДК 621.397

Получение оптических изображений низкоорбитальных космических объектов при спутниковом мониторинге на скрещивающихся курсах

В. Н. Лагуткин, д. т. н., доцент, vlagutkin@mail.ru
ПАО «МАК «Вымпел»», Москва, Российская Федерация
А. П. Лукьянов д. т. н., доцент, kikkolo@mail.ru
ПАО «МАК «Вымпел»», Москва, Российская Федерация

Аннотация. В статье рассмотрены возможности использования космических датчиков для получения изображений низкоорбитальных космических объектов с линейным разрешением на уровне 10–20 см. Проведено совместное моделирование пассивного орбитального движения на интервалах времени один и два года подмножества низкоорбитальных космических объектов и гипотетического космического датчика для различных наклонений его орбиты. Рассчитана статистика сближений при пролете на скрещивающихся курсах космического датчика с космическими объектами на расстояния порядка десятков километров с учетом ограничения на максимальный фазовый угол наблюдения (угол Солнце–объект–датчик) и условия отсутствия фона Земли. Показано, что один космический датчик в пассивном полете может провести фотографирование с расстояний не более 50 км в течение одного года — не менее 80%, в течение двух лет — не менее 90% интересующих космических объектов. Сформулированы основные принципы работы космического датчика, для реализации которых предложено использовать метод «заметания», применяемый в космических системах дистанционного зондирования Земли. Рассмотрены особенности и трудности применения этого метода для фотографирования космических объектов, пролетающих с большими угловыми скоростями. Представлен вариант облика перенацеливаемой управляемой бортовой оптоэлектронной камеры с инструментальным разрешением на уровне 0,4'' для космического датчика получения изображений космических объектов при пролете на скрещивающихся курсах.

Ключевые слова: изображения объектов, разрешающая способность, наведение, сканирование, накопление данных, управление, многоканальные устройства

Obtaining Optical Images of LEO Space Objects during Satellite Monitoring on the Crossing Courses

V. N. Lagutkin, Dr. Sci. (Engineering), Assoc. Prof., vlagutkin@mail.ru
Public Stock Company "VIMPEL Interstate Corporation", Moscow, Russian Federation
A. P. Luk'yanov Dr. Sci. (Engineering), Assoc. Prof., kikkolo@mail.ru
Public Stock Company "VIMPEL Interstate Corporation", Moscow, Russian Federation

Abstract. The possibilities of using space sensors to obtain images of LEO space objects with the linear resolution at the level of 10–20 cm are considered in the article. A combined simulation of the passive orbital movement on time intervals of one and two years of a subset of LEO space objects and a hypothetical space sensor for various inclinations of its orbit is carried out. The statistics of rendezvous at the flight on the crossing courses of the space sensor with space objects is calculated on the distances about tens of kilometers taking into account the restriction for the maximum phase angle of observation (an angle: Sun–object–sensor) and the conditions of the lack of the Earth's background. It is shown that one space sensor in a passive flight can carry out photography from the distances no more than 50 km within one year — not less than 80%, within two years — not less than 90% of the space objects of interest. The basic principles of the operation of the space sensor are formulated. It is offered to use a sweeping method applied in the space systems of Earth remote sensing for the realization of such principles. The features and difficulties of the application of this method for photography of the space objects, which are flying by with big angular speeds, are considered. The option of the shape of the retargeted controlled on-board optoelectronic camera with the instrumental resolution at the level of 0.4 angular seconds for the space sensor to obtain images of space objects at the flight on the crossing courses is presented.

Keywords: images of objects, resolution capability, guidance, scanning, accumulation of data, control, multichannel devices

Введение

В работе [1] рассмотрены возможности использования сети космических датчиков (КД) для контроля орбит космических объектов (КО).

В настоящее время для решения задач контроля ближнего космоса создаются и используются наземные телескопы с апертурой, превышающей 3 м [2]. Дифракционный предел линейного разрешения на дальности 500 км для таких телескопов — около 0,1 м (на длине волны $\lambda \approx 0,5$ мкм).

В данной работе рассмотрены возможности использования космических датчиков для получения изображений низкоорбитальных космических объектов (НОКО) с линейным разрешением на таком же уровне. При этом исследованы следующие группы вопросов:

- производительность получения изображений КО в зависимости от орбит КД;
- режим работы и технический облик бортовой оптоэлектронной аппаратуры;
- потенциальное качество изображений КО, получаемых из космоса.

Вынесение средств наблюдения в космос имеет существенные преимущества по сравнению с наземными средствами с точки зрения получения изображений КО:

- отсутствие ограничений на географическое расположение наблюдателей;
- приближение высоты наблюдателя к наблюдаемым КО, дающее возможность получения изображений КО с близкого расстояния с высоким линейным разрешением;
- исключение мешающего влияния атмосферы и связанных с ней факторов, проявляющихся в перерывах наблюдений, ослаблении и искажении получаемых изображений, фоновых помехах.

Однако практическая реализация этих преимуществ требует решения ряда проблем по обеспечению:

- выдачи высокоточных целеуказаний для проведения успешных наблюдений;

- высокоточных навигации, ориентации и наведения КД на наблюдаемые КО, двигающиеся с большими относительными угловыми скоростями;
- высокой чувствительности и высокой разрешающей способности бортовых оптоэлектронных средств при ограничениях на их массу и габариты;
- обработки больших потоков информации в реальном времени во время сеансов наблюдения, в частности для уточнения орбит наблюдаемых КО, высокоточного быстрого наведения на них КД и формирования выходных изображений наблюдаемых КО.

Принципы получения изображений НОКО из космоса, облик бортовой оптоэлектронной аппаратуры и оценки качества изображений

Для количественного исследования возможностей получения изображений НОКО при спутниковом мониторинге разработана специальная версия модели, представленной в [1]. Модель осуществляет совместное моделирование орбитального движения подмножества НОКО и космического датчика, фиксирует события сближения НОКО и КД и определяет возможность проведения сеансов фотографирования НОКО на «скрещивающихся курсах» с учетом ограничений физического характера, к которым, в частности, относятся условие освещенности НОКО Солнцем, условие отсутствия фона Земли и ограничение на максимальный фазовый угол наблюдения (угол Солнце–объект–КД).

По результатам моделирования на заданном длительном интервале времени формируются выборочные распределения возможных сеансов наблюдений НОКО в зависимости от различных параметров: времени работы КД на орбите, дальности наблюдаемого НОКО в момент наибольшего сближения с КД, угловой скорости наблюдаемого НОКО в этот момент и др.

Для примера на рис. 1–3 представлены результаты моделирования для космических датчиков, расположенных на орбите с наклоном 75° , перигеем

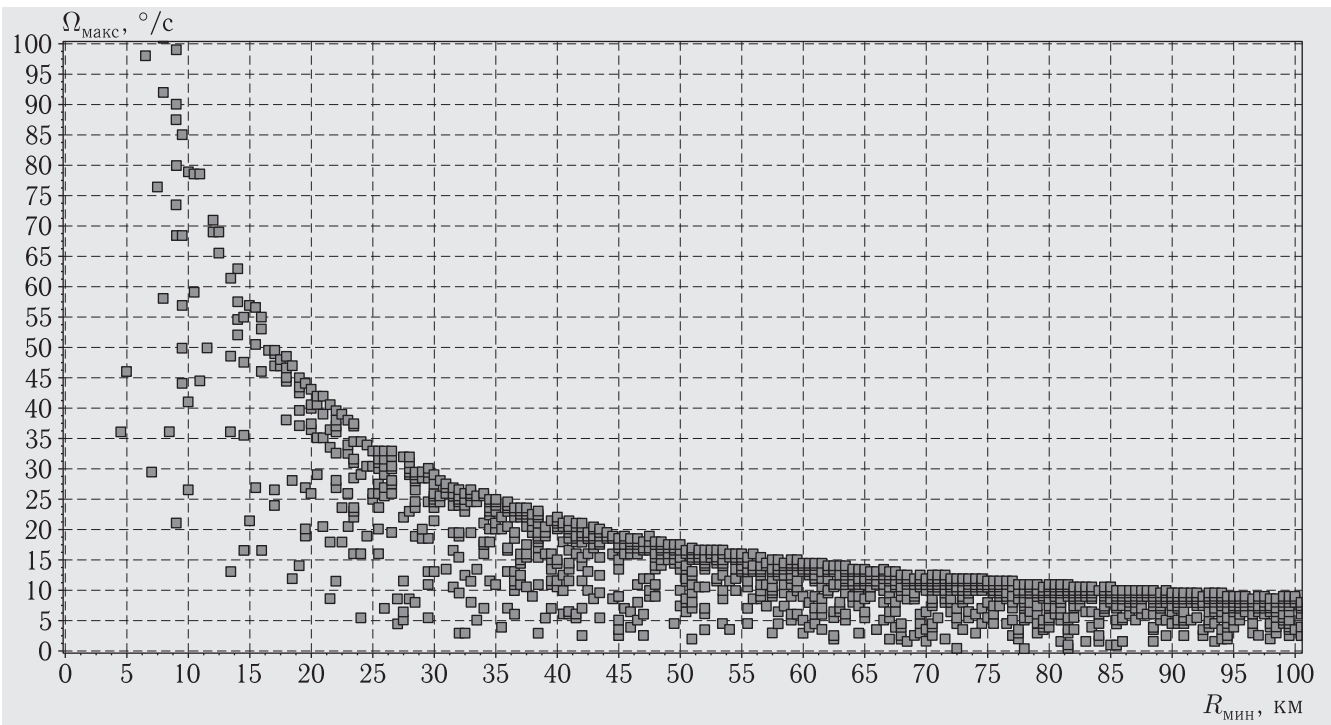


Рис. 1. Двумерное распределение сеансов наблюдения за год одним КД подмножества из 240 НОКО по дальности (ось X) и угловой скорости (ось Y) (всего сеансов ~1800)

500 км и апогеем 1500 км, начальным аргументом перигея $\omega = 0^\circ$ и 90° . Моделируемое подмножество НОКО из 240 НОКО сформировано по данным [3].

На рис. 1 представлено выборочное двумерное распределение сеансов наблюдения за год одним КД с $\omega = 90^\circ$ подмножества из 240 НОКО по минимальной дальности R_{\min} (ось абсцисс, в км) и соответствующей максимальной угловой скорости Ω_{\max} (ось ординат, в $^\circ/\text{с}$). Всего возможных сеансов наблюдения ~1800, т.е. в среднем примерно по 7 сеансов по каждому НОКО. Для другого КД распределение аналогичное.

Так как угловая скорость в точке максимального сближения определяется соотношением

$$\Omega_{\max} = |\mathbf{V}_{\text{НОКО}} - \mathbf{V}_{\text{КД}}|/R_{\min},$$

где $\mathbf{V}_{\text{НОКО}}$, $\mathbf{V}_{\text{КД}}$ — векторы скоростей НОКО и КД, то огибающая сверху этого распределения определяется естественным условием для встречных курсов

$$\max \Omega_{\max} \approx 2 \cdot V_1 / R_{\min},$$

где V_1 — первая космическая скорость.

Положение точки распределения под огибающей при заданном R_{\min} зависит угла между векторами скоростей НОКО и КД. Так при $R_{\min} \approx 50$ км значения Ω_{\max} , как показало моделирование, находятся в диапазоне $2\text{--}18^\circ/\text{с}$.

На рис. 2 представлены расчетные гистограммы относительного количества различных наблюдаемых КО на дальности не более 50 км в зависимости от времени работы космических датчиков в сутках. Маркировка квадратиками соответствует КД с $\omega = 0^\circ$, треугольниками — $\omega = 90^\circ$, кружками — совместной работе двух КД.

Как видно из рис. 2, за год работы один КД на орбите может провести фотографирование с дальности не более 50 км около 80 %, а два КД — 94 % различных НОКО от общего числа моделируемого подмножества НОКО.

На рис. 3 представлены расчетные выборочные интегральные законы минимальных дальностей для различных наблюдаемых за год НОКО. Маркировка графиков — как на предыдущем рисунке.

Как видно из рисунка, минимальная дальность наблюдения одним КД не превышает 65–75 км

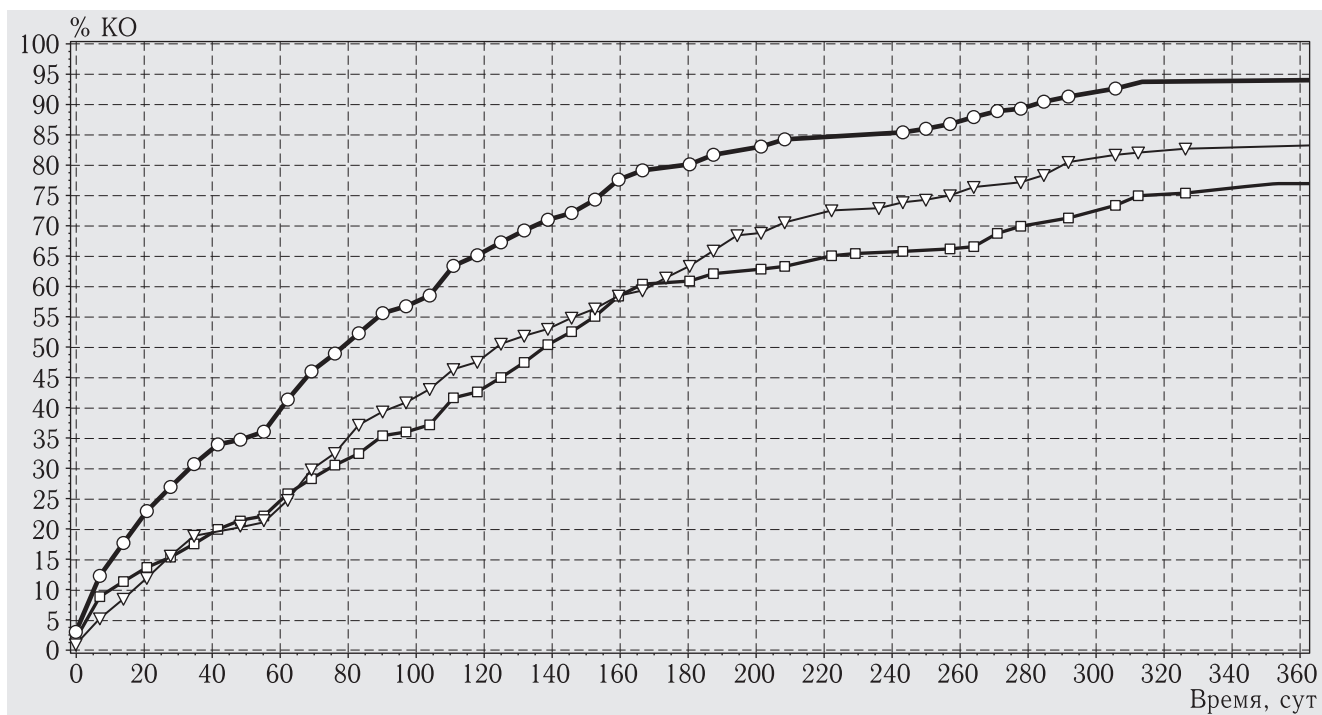


Рис. 2. Относительная доля (%) различных наблюдаемых КО на дальности не более 50 км (ось Y) в зависимости от времени работы КД (ось X , в сут) на орбите

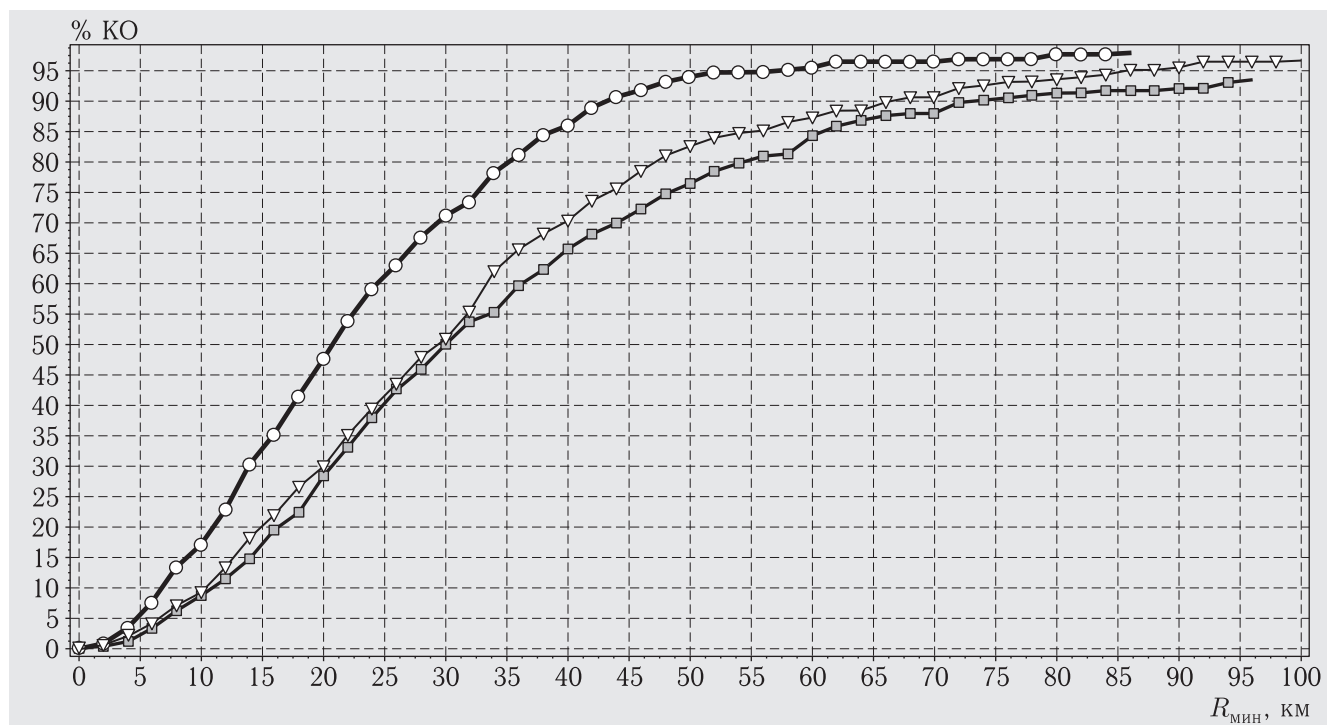


Рис. 3. Выборочный интегральный закон распределения минимальных дальностей для различных НОКО

для 90 % различных НОКО из подмножества, 48–55 км — для 80 % НОКО, 30 км — для 50 % НОКО. При совместной работе 2 КД минимальная дальность наблюдения не превышает 60 км для 95 % различных НОКО из подмножества.

В табл. 1 представлены результаты расчетов относительной доли различных КО, наблюдаемых одним КД на дальности не более 50 км в зависимости от наклона орбиты КД, включая солнечно-синхронную орбиту (ССО, наклонение 99°) «над» терминатором, времени его работы и предельной угловой скорости наблюдения.

Таблица 1. Доли различных КО, наблюдаемых на дальности не более 50 км

Наклонение, °	50	60	70	80	90	99 (ССО)	110
Доля различных КО (в %), наблюдаемых за 1 год при угловой скорости до 10 °/с	60	70	60	66	70	70	69
Доля различных КО (в %), наблюдаемых за 1 год при угловой скорости до 20 °/с	72	79	75	79	82	82	81
Доля различных КО (в %), наблюдаемых за 2 года при угловой скорости до 20 °/с	87	87	89	93	92	93	89

Как видно из таблицы, относительная доля наблюдаемых КО не сильно зависит от наклона орбиты КД в рассматриваемом диапазоне. Зависимость от предельной угловой скорости и времени работы более существенная.

Определение принципов работы космического датчика для получения изображений НОКО на пролете, технического облика бортовой оптоэлектронной аппаратуры и космической платформы проведено на основе анализа современного состояния и тенденций развития космических оптоэлектронных систем наблюдения высокого разрешения как зарубежных, так и отечественных [4–12].

Исходя из представленных выше результатов моделирования можно сформулировать следующие основные принципы работы космического датчика получения изображений НОКО на пролете.

1. Наблюдение и получение изображений НОКО должно проводиться по предварительным данным для наведения от наземного информационного комплекса (НИК).

2. Орбита космического датчика — низкая эллиптическая, примерно $\sim 500 \text{ км} \times 1500 \text{ км}$, наклонение $\sim 55^\circ$ – 110° .

3. Космическая платформа — с трехосным управлением.

4. Наблюдение и получение изображений НОКО осуществляется перенацеливаемой управляемой бортовой оптоэлектронной камерой (БОЭК) с полем зрения $\sim 1^\circ$ и угловым инструментальным разрешением на уровне $0,4''$.

Определение основных параметров бортовой оптоэлектронной аппаратуры с учетом массогабаритных ограничений и больших угловых скоростей наблюдения представляет собой сложную научно-техническую задачу. Приведенные ниже оценки являются предварительными и имеют целью показать техническую реализуемость сформулированных принципов работы космического датчика.

В космических системах дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) для получения оптических изображений земной поверхности используют движение космического аппарата по орбите для обеспечения сканирования наблюдаемой сцены по одной из координат (метод «заметания») [4]. Изображение формируется последовательно параллельными строками фоточувствительных элементов (пикселей), причем строки располагаются перпендикулярно направлению движения космического аппарата.

Метод «заметания» можно использовать и для получения изображений КО с хорошим линейным разрешением при спутниковом мониторинге на пролете, причем строки фоточувствительной матрицы во время съемки должны быть перпендикулярны направлению относительного движения наблюдаемого КО. Однако в этом случае задача существенно осложняется тем обстоятельством, что параметры условий наблюдения от сеанса к сеансу кардинально изменяются, в том числе геометрия наблюдения, дальность, угловая скорость. Угловые скорости наблюдения в этом случае могут составлять десятки градусов в секунду (см. рис. 1 и табл. 1), т. е. в десятки раз больше, чем в системах ДЗЗ. Как следствие, время накопления сигнала в одном пикселе

существенно уменьшается. Компенсировать уменьшение энергии сигнала из-за сокращения времени накопления в одном пикселе можно путем увеличения строк накопления, что позволит получить четкие (по яркости) детальные оптические изображения НОКО, наблюдаемых при больших угловых скоростях.

БОЭК для получения оптических изображений космических объектов на пролете должна содержать:

- устройство наведения,
- объектив высокого углового разрешения (ОВУР) с блоком фокальной настройки (БФН),
- управляемое интегрированное фотоприемное устройство (ИФПУ), состоящее из ряда одинаковых параллельно расположенных матричных фотоприемных модулей (МФПМ), каждый из которых включает управляемую фоточувствительную матрицу (УФЧМ) ПЗС ВЗН, сопряженную с управляемым многоканальным считывающим устройством (УМСУ),
- многоканальное буферное запоминающее устройство (МБЗУ),
- управляющее вычислительное устройство (УВУ),
- синхрогенератор (СГ) для синхронизации работы всех функциональных узлов устройства.

БОЭК по заранее определенным данным и результатам предварительных наблюдений нацеливается так, чтобы в расчетный момент максимально допустимого сближения с наблюдаемым объектом оптическая ось объектива была направлена на объект и он был сфокусирован на расчетную допустимую дальность до объекта $R_{\text{доп}}$.

Наведение БОЭК может быть обеспечено различными способами:

- с помощью поворотного (одно или двухосного) зеркала, установленного перед объективом,
- с помощью одно или двухосного механизма поворота БОЭК в целом,
- с помощью поворота космической платформы.

Возможна комбинация этих вариантов наведения.

Диаметр апертуры объектива для обеспечения углового разрешения $0,4''$ (на длине волны $\lambda \approx 0,5$ мкм) должен быть не менее $0,25$ м. Блок

фокальной настройки объектива выполняет перемещение ИФПУ вдоль оптической оси объектива для получения наилучшего пространственного разрешения на расчетной дальности, а также управляемый поворот ИФПУ вокруг оптической оси, чтобы направление движения изображения объекта по фокальной плоскости в текущий момент было перпендикулярно строкам матриц ПЗС ВЗН. Для выполнения этих функций должны применяться специальные приводы, управляемые вычислительным устройством.

Интегрированное фотоприемное устройство выполняет функции получения и накопления данных для формирования качественных изображений наблюдаемых объектов.

Управляемые фоточувствительные матрицы ПЗС ВЗН производят фотоэлектронное преобразование и последовательное накопление зарядов путем их переноса по столбцам со скоростью, согласованной со скоростью движения изображения объекта по фокальной плоскости.

Размер элементов матрицы ПЗС ВЗН приходится выбирать компромиссно для удовлетворения противоречивых требований обеспечения высоких показателей пространственного и яркостного разрешения при больших угловых скоростях наблюдения НОКО. С одной стороны, для согласования углового разрешения матрицы с угловым разрешением объектива угловой шаг решетки матрицы в соответствии с теоремой отсчетов Котельникова–Найквиста должен быть примерно в 2 раза (или более) меньше углового разрешения объектива [13]. С другой стороны, при уменьшении углового размера фотоприемных элементов при фиксированной угловой скорости НОКО уменьшается (по кубическому закону) энергия принимаемого излучения от проецируемых рассеивающих элементов НОКО (см. ниже), что приводит к соответствующему уменьшению яркостного разрешения (в степени $3/2$). В качестве компромисса, учитывая, что КД может быть использован и для наблюдения удаленных точечных КО, целесообразно выбрать значение углового размера фотоприемного элемента равным угловому разрешению объектива. При этом линейный размер проекции пиксела на дальностях не более 50 км будет не более $0,1$ м, а линейное разрешение по критерию Найквиста — не хуже $0,2$ м.

Управляемые многоканальные считывающие устройства осуществляют считывание строк накопленного изображения объекта с частотой, равной тактовой частоте сдвигового регистра. Количество выходных каналов считывающего выбирается таким, чтобы обеспечить считывание без искажений изображений объектов в реальном времени при предельно допустимых угловых скоростях.

Для обеспечения необходимой предельной скорости считывания строк считывающие устройства разделяют на идентичные параллельно работающие каналы, число и параметры которых зависят от предельной тактовой частоты используемого мультиплексора. Многоканальное буферное запоминающее устройство осуществляет параллельное запоминание оцифрованных данных, поступающих с выходов УМСУ.

Управляющее вычислительное устройство осуществляет формирование команд управления функциональными узлами устройства, совместную обработку в реальном времени данных, записанных в многоканальное буферное запоминающее устройство, определение положения и перемещения изображения объекта на фокальной плоскости во время наблюдения для расчета периода переноса зарядов, формирование выходного изображения объекта по окончании сеанса наблюдения.

Синхронизатор обеспечивает точную временную привязку и синхронизацию работы устройства в целом и всех его функциональных узлов.

Схема БОЭК представлена на рис. 4.

Количественные оценки качества изображений проведены для диффузной модели рассеяния солнечного излучения на поверхности КО. В этом случае локальная спектральная плотность яркости рассеянного солнечного излучения $B(\lambda)$ определяется соотношением

$$B(\lambda) = k_d(\lambda)E_s(\lambda)(\mathbf{n}_s \mathbf{l}_s)/\pi,$$

где λ — длина волны, $k_d(\lambda)$ — коэффициент диффузного рассеяния, $E_s(\lambda)$ — спектральная плотность потока солнечного излучения, n_s — локальная нормаль к поверхности рассеивающего элемента, l_s — вектор направления на Солнце.

Спектр интенсивности рассеянного излучения, падающего на фотоприемный элемент

$$I(\lambda) = B(\lambda) \cdot \delta\Omega \cdot S_{\text{ef}}(\lambda),$$

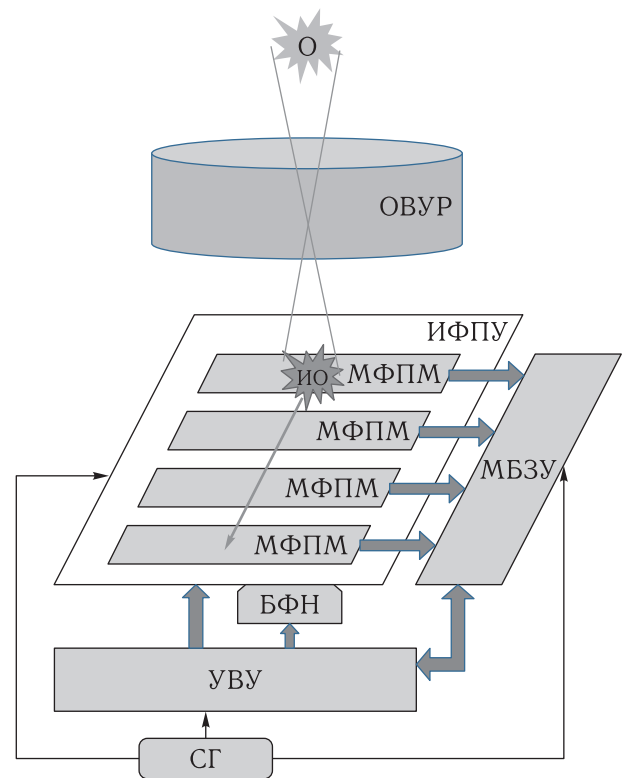


Рис. 4. Схема БОЭК

где $\delta\Omega$ — телесный угол фотоприемного элемента, $S_{\text{ef}}(\lambda)$ — эффективная площадь входного зрачка объектива с учетом спектральной функции пропускания оптической системы.

Средняя частота генерации электронов в фотоприемном элементе под действием падающего излучения определяется соотношением

$$\bar{f}_e = \int I(\lambda) \left(\frac{\lambda}{hc} \right) \eta(\lambda) d\lambda,$$

где $\eta(\lambda)$ — квантовая эффективность фотоэлектронного преобразования, h — постоянная Планка, c — скорость света.

Среднее число электронов, сгенерированных фотоприемным элементом за некоторое время τ , приближенно можно оценить по формуле [4]

$$\bar{n}_{\text{ст}} \approx I_{\Delta\lambda} \cdot \left(\frac{\lambda_c}{hc} \right) \cdot \eta_{\Delta\lambda} \cdot \tau,$$

где $I_{\Delta\lambda}$, $\eta_{\Delta\lambda}$ — интегральная облученность фотоприемного элемента и среднее значение квантовой

эффективности в спектральной полосе фотоприемника $\Delta\lambda = \lambda_2 - \lambda_1$, λ_c — центральная длина волны в полосе $\Delta\lambda$.

Результаты расчетов среднеквадратических значений относительной ошибки выходного накопленного изображения (величина, обратно пропорциональная отношению сигнал–шум) при различных значениях предельных дальностей наблюдения $R_{\text{пред}}$ и количества тактов накопления сигналов N при пролете объекта в поле зрения БОЭК представлены в табл. 2.

Расчеты проведены для угловой скорости НОКО $20^\circ/\text{с}$. При расчетах использованы примерные значения характеристик матриц ПЗС ВЗН, представленных в [6]. В частности, размер пиксела — 10 мкм, эффективная спектральная полоса — 300–900 нм, интегральный коэффициент фотоэлектронного преобразования с учетом квантовой эффективности в спектральной полосе — 20 %. Расчет проведен для случая диффузно отражающей поверхности объектов; предполагалось, что коэффициент диффузного отражения солнечного излучения постоянен в спектральной полосе чувствительности фотоприемных матриц и равен 0,1, угол падения солнечного излучения на элемент поверхности — 45° . Для эффективного диаметра входного зрачка объектива использовалось значение 0,25 м, для фокусного расстояния — 5 м.

При расчетах принималось, что охлаждение фотоприемной аппаратуры и электронное накопление обуславливают незначительность собственных шумов фотоприемника и шумов считывания, так что основным источником шума является фотонный шум.

Таблица 2. Относительные ошибки выходного изображения

$N \backslash R_{\text{пред}}$	50 км	100 км
$N = 100$	3,1 %	2,2 %
$N = 500$	1,4 %	1 %
$N = 1000$	1 %	0,7 %

Как видно из таблицы, среднеквадратическая относительная ошибка выходного накопленного изображения при рассматриваемых параметрах устройства при общем числе строк ~ 1000 не превы-

шает 1 % (число пикселей в строке должно быть не менее ~ 9000). При использовании применяемых в настоящее время на практике матриц ПЗС ВЗН с числом строк 128 [6] интегрированное фотоприемное устройство в этом случае должно состоять из восьми фотоприемных модулей с такими матрицами.

Полученные оценки основных параметров рассматриваемого варианта БОЭК представлены в табл. 3.

Возможными вариантами реализации ИФПУ являются варианты использования вместо матриц ПЗС с переносом по столбцам ПЗС матриц с ортогональным переносом или фоточувствительных КМОП-матриц с активным пикселом, которые более универсальны [9, 10].

При определении космической платформы был рассмотрен ряд возможных прототипов, разработанных в РФ [4–6, 11, 12]. В целом анализ современных возможностей создания КА, оснащенных оптоэлектронной аппаратурой наблюдения высокого разрешения, показывает, что на основе отечественных разработок в ближней перспективе можно создать КА легкого класса массой до ~ 500 кг, включая массу целевой аппаратуры, для получения изображений НОКО на пролете.

Заключение

1. Имеются достаточные научно-технические предпосылки для разработки космического датчика, предназначенного для получения при пролете на скрещивающихся курсах изображений низкоорбитальных космических объектов с линейным разрешением по критерию Найквиста не хуже 0,2 м на дальности 50 км. По результатам моделирования, один космический датчик в течение года может обеспечить фотографирование не менее 80 % интересных НОКО, два космических датчика — не менее 94 % НОКО с расстояний не более 50 км. Космические датчики должны проводить наблюдения по данным от наземного информационного комплекса.

2. Бортовая оптоэлектронная камера для получения оптических изображений НОКО должна иметь поле зрения $\sim 1^\circ$ и угловое разрешение на уровне 0,4". Она должна содержать объектив

Таблица 3. Оценки основных параметров варианта БОЭК

Параметры	Примерные значения
Размер поля зрения	1°
Угловое разрешение	$2 \cdot 10^{-6}$ рад (0,4'')
Спектральный диапазон	0,3–0,9 мкм
Эффективный диаметр апертуры объектива	0,25 м
Фокусное расстояния объектива	5 м
Формат сборки матриц ПЗС ВЗН	$8 \times (128 \times 9000 \text{ пкс}) \approx 9 \text{ Мпкс}$
Размер элемента матриц ПЗС ВЗН	10 мкм
Интегральный коэффициент пропускания с учетом квантовой эффективности	0,2
Диапазон изменения тактовой частоты сдвиговых регистров матриц ПЗС ВЗН	15–170 КГц
Тактовая частота выходных мультиплексоров матриц ПЗС ВЗН	30 МГц
Количество выходных каналов считывающего устройства	$8 \times 50 = 400$

высокого углового разрешения с блоком фокальной настройки, управляемое интегрированное матричное фотоприемное устройство на основе матриц ПЗС ВЗН с многоканальным выходом, многоканальное буферное запоминающее устройство, управляющее вычислительное устройство. Тактовые частоты работы всех функциональных узлов камеры должны быть согласованы с угловой скоростью наблюдаемого объекта. Камера с такими параметрами при общем числе строк фотоприемного устройства ~ 1000 обеспечит, по оценкам, среднеквадратическую относительную ошибку выходного накопленного изображения не более 1 %.

Список литературы

1. Фатеев В.Ф., Лагуткин В.Н., Лукьянов А.П. Сеть малых космических аппаратов для наблюдения космических объектов. Труды VIII научно-технической конференции «Микротехнологии в космосе», М.: Радиотехника, 2011. С. 14–25.
2. Алешин В.П., Гришин Е.А., Ивлев О.А., Новгородцев Д.Д., Шаргородский В.Д. Большеапертурные телескопы в задачах околоземной астрономии. IX Международная конференция «Околоземная астрономия», Терскол, 2015, Тезисы. С. 106.
3. URL: <https://www.prismnet.com/~mmccants/tles/index.html>, дата обращения 12.07.2017.
4. Бакланов А.И. Системы наблюдения и мониторинга. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2009.
5. Севастьянов Н.Н., Бранец В.Н., Панченко В.А., Казинский Н.В., Кондранин Т.В., Негодяев С.С. Анализ современных возможностей создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли // Труды МФТИ, 2009, т. 1, № 3. С. 14–22.
6. Бакланов А.И. Фотоприемники ПЗС космических систем наблюдения высокого разрешения // Вопросы радиоэлектроники. Сер. Техника телевидения, СПб., 2012, вып. 2. С. 3–19.
7. Левко Г.В. Крупноформатные ПЗС и ПЗС мозаики // Вопросы радиоэлектроники. Сер. Техника телевидения, СПб., 2013, вып. 1. С. 34–48.
8. Космический мусор. Кн. 1. Методы наблюдения и модели космического мусора / Под ред. Г.Г. Райкунова. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014.
9. Умбиталиев А.А., Цыцулин А.К., Манцветов А.А. и др. Управление режимом накопления в твердотельных фотоприемниках // Оптический журнал, 2012, т. 79, вып. 11. С. 84–92.
10. Цыцулин А.К., Адамов Д.Ю., Манцветов А.А., Зубакин И.А. Твердотельные телекамеры: накопление качества информации. СПб.: Изд-во СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2014. 272 с.

11. www.laspace.ru, дата обращения 12.07.2017.
12. www.planet.iitp.ru, дата обращения 12.07.2017.
13. Свиридов К. Н. Технологии достижения высокого углового разрешения оптических систем атмосферного видения. М.: Знание, 2005. 542 с.

References

1. Fateev V. F., Lagutkin V. N., Luk'yanov A. P. Set' mal'nykh kosmicheskikh apparatov dlya nablyudeniya kosmicheskikh ob'ektov [A constellation of small spacecraft for observation of space objects]. *Trudy VIII nauchno-tekhnicheskoy konferentsii "Mikrotekhnologii v kosmose"* [Proceedings of the VIII scientific and technical conference "Microtechnologies in space"]. Moscow, Izdatel'stvo "Radiotekhnika", 2011, pp. 14–25. (in Russian)
2. Aleshin V. P., Grishin E. A., Ivlev O. A., Novgorodtsev D. D., Shargorodskiy V. D. Bol'sheaperturnye teleskopy v zadachakh okolozemnoy astronomii [Telescopes with big apertures for the tasks of the near Earth astronomy]. *IX Mezhdunarodnaya konferentsiya "Okolozemnaya astronomiya"* [IX International conference "Near Earth astronomy"]. Terskol, 2015, 106 p. (in Russian)
3. Available at: <https://www.prismnet.com/~mmccants/tles/index.html>
4. Baklanov A. I. *Sistemy nablyudeniya i monitoringa* [Observation and monitoring systems]. Moscow, BINOM, Laboratoriya znaniy, 2009. (in Russian)
5. Sevast'yanov N. N., Branets V. N., Panchenko V. A., Kazinskiy N. V., Kondranin T. V., Negodyaev S. S. Analiz sovremennykh vozmozhnostey sozdaniya mal'nykh kosmicheskikh apparatov dlya distantsionnogo zondirovaniya Zemli [Analysis of modern methods of creation of small spacecraft for Earth remote sensing]. *Trudy MFTI* [MIPT proceedings]. 2009, Vol. 1, No. 3, pp. 14–22. (in Russian)
6. Baklanov A. I. Fotopriemniki PZS kosmicheskikh sistem nablyudeniya vysokogo razresheniya [CCD photodetectors in high resolution monitoring space systems]. *Voprosy radioelektroniki. Seriya Tekhnika televideniya* [Journal "Questions of radio-electronics". Television technology series]. Saint Petersburg, 2012, No. 2, pp. 3–19. (in Russian)
7. Levko G. V. Krupnoformatnye PZS i PZS mozaiki [Large-format CCD and CCD mosaics] *Voprosy radioelektroniki. Seriya Tekhnika televideniya* [Journal "Questions of radio-electronics". Television technology series]. Saint Petersburg, 2013, No. 1, pp. 34–48 (in Russian)
8. *Kosmicheskii musor. Kniga 1. Metody nablyudeniya i modeli kosmicheskogo musora* [Space debris. Book 1. Observation methods and models of space debris]. Ed. G. G. Raykunov Moscow, FIZMATLIT, 2014. (in Russian)
9. Umbitaliev A. A., Tsytsulin A. K., Mantsvetov A. A. et al. Upravlenie rezhimom nakopleniya v tverdotel'nykh fotopriemnikakh [Controlling the accumulation regime in solid-state photodetectors]. *Opticheskii zhurnal* [Journal of Optical Technology], Vol. 79, No. 11, 2012, pp. 84–92. (in Russian)
10. Tsytsulin A. K., Adamov D. Yu., Mantsvetov A. A., Zubakin I. A. *Tverdotel'nye telekamery: nakoplenie kachestva informatsii* [Solid-state telecameras: accumulation of the information quality]. Saint Petersburg, Izd-vo SPbGETU "LETI", 2014. (in Russian)
11. Available at: www.laspace.ru
12. Available at: www.planet.iitp.ru
13. Sviridov K. N. *Tekhnologii dostizheniya vysokogo uglovogo razresheniya opticheskikh sistem atmosfernogo videniya* [Technologies to achieve a high angular resolution of optical systems of atmospheric viewing]. Moscow, izd. Znanie, 2005. (in Russian)