



## ПОСТРОИТЕЛЬ МЕСТНОЙ ВЕРТИКАЛИ С ПАНОРАМНЫМ ЗЕРКАЛЬНО-ЛИНЗОВЫМ ОБЪЕКТИВОМ

А.В.Мельников<sup>1</sup>, [melnikov20082009@yandex.ru](mailto:melnikov20082009@yandex.ru);

В.А.Соломатин<sup>1</sup>, [vsolomatin@mail.ru](mailto:vsolomatin@mail.ru);

А.Е.Рабовский<sup>2</sup>,

<sup>1</sup>Московский Государственный университет геодезии и картографии, Москва;

<sup>2</sup>Оптический научно-производственный центр АО "Корпорации ВНИИЭМ", Москва

Рассматривается принципиальная схема и параметры статического устройства ориентации по Земле (построителя местной вертикали) космического аппарата (КА), построенного на основе микроболومترической матрицы с использованием панорамного зеркально-линзового объектива (panoramic annular lens – PAL-линзы).

**В** системах управления космическими летательными аппаратами широко применяются построители местной вертикали (ПМВ), работающие по контрасту между поверхностью планеты и космическим пространством в инфракрасной области спектра. В распространенных ПМВ секущего типа осуществляется оптико-механическое сканирование, обеспечивающее "сечение" горизонта Земли узким мгновенным угловым полем [1]. Стремление снизить энергопотребление ПМВ, уменьшить их габариты и массу, повысить надежность приводит к техническим решениям, исключающим оптико-механическое сканирование. Одним из таких решений является использование панорамных оптических систем, охватывающих угловым полем весь горизонт, в сочетании с многоэлементными матричными приемниками излучения (матричными фотоприемниками – МФП), с помощью которых можно использовать различные способы анализа панорамного изображения и его предварительной обработки (задержку, интерполирование, интегрирование, масштабирование, фильтрацию).

## A DEVICE CONSTRUCTING LOCAL VERTICAL WITH A PANORAMIC MIRROR-LENS SYSTEM

A. V. Melnikov<sup>1</sup>, V. A. Solomatin<sup>1</sup>, A. E. Rabovskii<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Moscow State University of Geodesy and Cartography, Moscow

<sup>2</sup> Optical research and development center of 'VNIIEM Corporation' JC, Moscow

The basic scheme and parameters of the static device for orientation on the Earth (the device constructing local vertical) of the space vehicle (SC) on the basis of the microbolometer matrix using a panoramic mirror lens (panoramic annular lens – PAL-lens) are considered.

**T**he devices constructing local vertical (DLV), working by contrast between the surface of the planet and the outer cosmic space in the infrared spectrum are widely used in the spacecraft control systems. In the widespread cross-type DLV, an optical-mechanical scanning, providing a "section" of the Earth's horizon by a narrow instantaneous angular field [1] is performed. An intention to reduce the DLV energy consumption, decrease their overall dimensions and weight, enhance reliability leads to engineering solutions that exclude optical-mechanical scanning. One of such solution is the use of panoramic optical systems covering the entire horizon with an angular field, in combination with multiple-unit radiation detector arrays (photodetector arrays – PHAs), whereby various methods of panoramic image analysis and its preliminary processing (delay, interpolation, integration, scaling, filtering) can be used.

### PANORAMIC OPTICAL SYSTEM

Among the possible ways of panoramic optical systems constructing covering the whole horizon [2], mirror-lens structures known as PAL-lenses (panoramic annular lens) are the most promising for use in DLV. The lens of the PAL lens-based positioning mechanism was successfully applied in the SEASIS system (The SEDS Earth Atmosphere and Space Imaging System) for the SEDSAT-1 microsatellite [3]. The original version of the PAL-lens was designed at MIIGAiK [4]. Compared to the

## ПАНОРАМНАЯ ОПТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Среди возможных путей построения панорамных оптических систем, охватывающих весь горизонт [2], наиболее перспективным для использования в ПМВ представляются зеркально-линзовые конструкции, известные как PAL-линзы (panoramic annular lens). Объектив устройства ориентации на основе PAL-линзы был успешно применен в системе SEASIS (The SEDS Earth Atmosphere and Space Imaging System) для микроспутника SEDSAT-1 [3]. Оригинальный вариант PAL-объектива (PAL-линзы) разработан в МИИГАиК [4]. В отличие от известных подобных оптических систем разработанный в МИИГАиК объектив не имеет асферических поверхностей и обладает большим угловым полем. Объектив представляет собой моноконструкцию, ограниченную четырьмя поверхностями: первая поверхность – сферическая преломляющая, вторая и третья поверхности – сферические отражающие, четвертая – плоская преломляющая. Изображение, создаваемое PAL-объективом, находится внутри стекла, поэтому необходим дополнительный передающий объектив, переносящий изображение в плоскость вне объектива (рис.1).

PAL-объективы создают кольцевое изображение пространства, соответствующее цилинд-

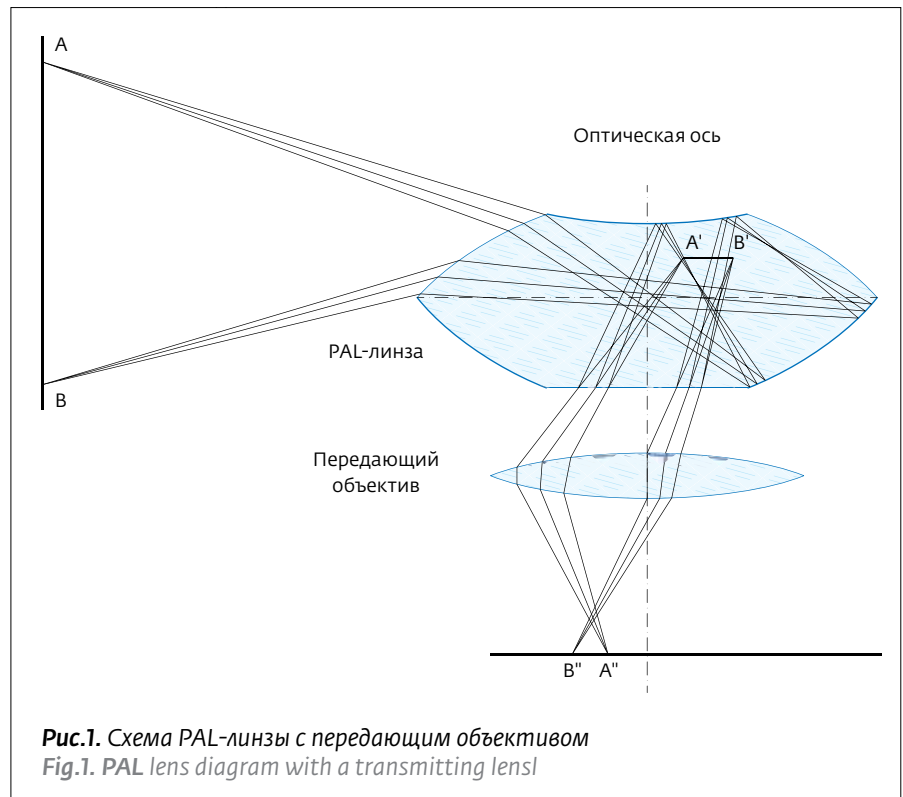


Рис.1. Схема PAL-линзы с передающим объективом

Fig.1. PAL lens diagram with a transmitting lens

known similar optical systems, the lens designed at MIIGAIK does not have aspheric surfaces and has a large angular field. The lens is a mono-structure bounded by four surfaces: the first surface is a spherical refracting surface, the second and third surfaces are spherical reflecting, and the fourth is a plane refractive one. The image created by the PAL-lens is inside the glass, so an additional transmitting lens transferring the image to the plane beyond the lens (figure 1) is required.

PAL-lenses create an annular space image corresponding to the cylindrical projection (fig. 2). The width of the ring corresponds to  $\alpha$  angle, blind spot to  $2\beta$  angle.

дрической проекции (рис.2). Ширина кольца соответствует углу  $\alpha$ , слепое пятно – углу  $2\beta$ .

Применение кольцевого панорамного объектива позволят получать изображение всего горизонта Земли при меньших габаритах и массе в сравнении с известными широкоугольными объективами типа "рыбий глаз" и без присущих таким системам пространственных искажений в преобразовании азимутального угла в диапазоне от  $0^\circ$  до  $360^\circ$ .

На рис.3 представлена функциональная схема оптического блока ПМВ с использованием PAL-объектива. Для обеспечения диапазона измерения угла отклонения от вертикали  $\pm 3^\circ$  с учетом изменения высоты полета и погрешности установки устройства требуется построение на МФП участка "космос-Земля" с угловым размером порядка  $10^\circ$ , что включает запас на аберрации оптической системы, допуск на точность запуска КА и эллиптичность орбиты [5]. При указанных параметрах и высоте полета равной 650 км угловой размер Земли составит  $130^\circ$ , следовательно, максимальная величина углового поля объектива должна составить  $140^\circ$ , а минимальная  $120^\circ$ .

Для проведения расчетов в качестве приемника излучения принята микроболومترическая матрица, разработанная в Институте физики полупроводников им. А.В.Ржанова, со следующими характеристиками [6]:

- область спектральной чувствительности – 8–14 мкм;
- формат  $320 \times 240$ ;
- шаг элементов матрицы приемников – 51 мкм;
- температурное разрешение  $\Delta\tau_{NETD} = 0,1$  мК.

Примем радиус внешнего кольца изображения Земли равным  $r_{\max} = 6$  мм (половина длины стороны матрицы), углы  $\beta_{\min} = 60^\circ$ ,  $\beta_{\max} = 70^\circ$ . Радиус внутреннего кольца определяется как [7]

$$r_{\min} = r_{\max} \cdot \left( \frac{2 - z(\operatorname{ctg}(\beta_{\min}) - \operatorname{ctg}(\beta_{\max}))}{2 + z(\operatorname{ctg}(\beta_{\min}) - \operatorname{ctg}(\beta_{\max}))} \right).$$

При  $z = 0,7574$ ,  $r_{\min} = 5,1$  мм [7], а угловой размер пиксела составляет  $33'$ . Ширине кольцевого изображения в угловой мере, равной  $10^\circ$  соответствует 18 элементов матрицы. Поскольку половину из них занимает изображение космоса, угол отклонения от вертикали определяется по 220 строкам из 240.

The use of an annular panoramic lens will make it possible to obtain an image of the entire horizon of the Earth with smaller dimensions and mass compared to the known wide-angle fish-eye type lenses and without spatial distortions inherent in such systems in azimuth angle transformation in the range from to.

A functional diagram of an optical DLV unit using a PAL-lens is shown in fig. 3. To provide a measurement range of the deviation angle from the vertical  $\pm 3^\circ$ , taking into account the altitude change and the device installation error, it is required to build a "space-to-Earth" section on the PHA with an angular dimension of around  $10^\circ$ , which includes margin for the aberration of the optical system, tolerance on a startup accuracy of the SC and orbit ellipticity [5]. With the indicated parameters and flight altitude equal to 650 km, the angular dimension of the Earth will constitute  $130^\circ$ , therefore, the maximum value of the lens angular field shall be  $140^\circ$ , and the minimum  $120^\circ$ .

To perform the calculations, a microbolometer matrix designed at the A. V. Rzhzanov Institute of Semiconductor Physics is accepted as a radiation detector with the following specifications [6]:

- spectral sensitivity range – 8–14  $\mu\text{m}$ ;
- format  $320 \times 240$ ;
- elements step of the receivers matrix – 51  $\mu\text{m}$ ;
- temperature resolution  $\Delta\tau_{NETD} = 0,1$  mK.

Let us assume the radius of the outer ring of the Earth image equal to  $r_{\max} = 6$  mm (half the length of the matrix's side), the angles  $\beta_{\min} = 60^\circ$ ,  $\beta_{\max} = 70^\circ$ . The radius of the inner ring is defined as [7]:

$$r_{\min} = r_{\max} \cdot \left( \frac{2 - z(\operatorname{ctg}(\beta_{\min}) - \operatorname{ctg}(\beta_{\max}))}{2 + z(\operatorname{ctg}(\beta_{\min}) - \operatorname{ctg}(\beta_{\max}))} \right).$$

At  $z = 0,7574$ ,  $r_{\min} = 5,1$  mm [7], and the angular size of the pixel is  $33'$ . The 18 elements of the matrix correspond to the width of the annular image in an angular measure of  $10^\circ$ . Since half of them are occupied by the image of the cosmos, the deflection angle is defined by 220 lines of 240.

## THE DEFLECTION ANGLE ALGORITHM

The algorithm of signals transformation from a PHA is designed for preliminary frame processing, signals correction and an output information computing – roll and pitch deflection angles of the spacecraft.

As a result of each frame processing received from electro optical probing payload, the following tasks are solved:

## АЛГОРИТМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ УГЛА ОТКЛОНЕНИЯ

Алгоритм преобразования сигналов с МФП предназначен для предварительной обработки кадра, коррекции сигналов и вычисления выходной информации – углов отклонения по крену и тангажу космического аппарата.

В результате обработки каждого кадра, полученного от бортовой оптико-электронной аппаратуры зондирования, решаются следующие задачи:

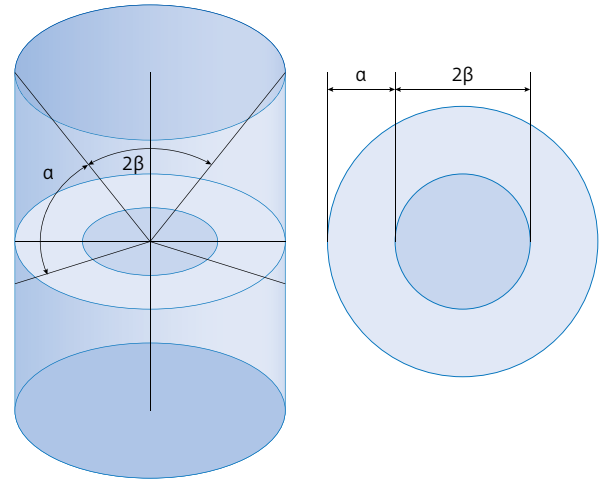
1. Производится калибровка матрицы по однородному фону. Определяется функция передачи для каждого пиксела и в память вычислителя заносится калибровочный коэффициент  $K_{ij}$ . Сигналы от пикселей с недостаточной чувствительностью или таких, чей шум превысил допустимое значение, заменяются на средние от окружающих пикселей.
2. Выявляются и исключаются (приводятся к уровню окружающего фона) помеховые источники излучения, селективируемые по угловому размеру.

Формат матрицы позволяет провести временное алгоритмическое отключение информации с чувствительных элементов, в угловое поле которых попадает Солнце, Луна или элементы корпуса КА (например антенны или солнечные батареи).

3. Определяется отклонение оси КА от направления на центр Земли, то есть строится местная вертикаль.

Задача определение отклонения оси КА от направления на центр Земли может решаться методом осреднения координат, при котором осуществляются следующие операции.

- В кадре размерностью  $M \times N$ , (где  $N$  – количество строк в кадре,  $M$  – количество элемен-



**Рис.2.** Цилиндрическая проекция пространства  
*Fig. 2. Cylindrical projection of space*

1. The matrix is calibrated against a uniform background. The transmission function for each pixel is determined and the calibration factor  $K_{ij}$  is stored in the memory of the calculator. Signals from pixels with insufficient sensitivity or those, whose noise exceeds the allowable value, are replaced by the averages of the surrounding pixels.
2. Interfering sources of radiation, sorted by the angular size, are detected and excluded (brought to the surrounding background level).

The matrix design allows performing temporary algorithmic information deactivation from response elements, the angular field of which catches the Sun, the Moon or elements of the spacecraft body (for example, antennas or solar cell batteries).

3. The deviation of the SC axis from the direction to the center of the Earth is determined, that is, the local vertical is constructed.

тов разрешения в одной строке) выявляются координаты элементов разрешения соответствующие точкам контура наблюдаемой фигуры Земли  $j, I_1$  и  $j, I_2$ , (рис.4).

- Находятся координаты  $\theta_{n1}$  и  $\theta_{n2}$ , при которых уровень сигнала будет равен величинам  $U_{n1}=1/3$  и  $U_{n2}=2/3$  от максимального сигнала  $U_{max}$  при минимальной яркости Земли, соответственно, и допущении линейности зависимости амплитуды сигнала от угла визирования (рис.5).
- Производится интерполяция, позволяющая уменьшить погрешность определения координат  $\theta_{n1}$  и  $\theta_{n2}$ , возникающую из-за дискретности пикселей.

При линейной интерполяции:

$$\theta_{n1} = \theta_{i-1} + \Delta \cdot \frac{U_{n1} - U_{i-1}}{U_i - U_{i-1}},$$

$\theta_i$  – угловые координаты пикселя, при опрашивании которого сигнал превышает значение  $U_{n1}$ ,  $\Delta$  – угловой шаг пикселей приемника излучения,  $U_{i-1}$ ,  $U_i$  – сигналы с пикселей вдоль строки с координатами  $i-1, i$  соответственно. Линейная интерполяция позволяет определить координату изображения в плоскости многоэлементного приемника излучения с предельной погрешностью от 1/10 до 1/100 от размера элемента [8].

- Проводится яркостная коррекция, поскольку сигнал  $U_{max}$  может изменяться в четыре раза в зависимости от яркости Земли [9]. Крутизна участка характеристики между двумя порогами позволяет определить величину яркостной поправки. Тогда уточненное значение первого порога соответствует угловой координате границы космос-Земля по столбцу  $j$  (рис.6):

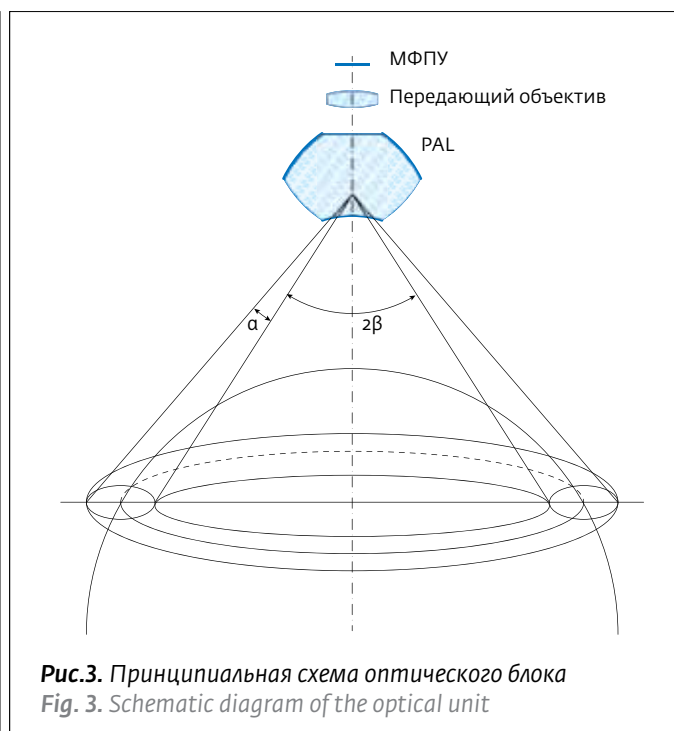
$$\theta'_{nj} = \theta_{n1} - \Pi,$$

где  $\Pi$  – поправка, которая заносится в алгоритм обработки сигналов с элементов матрицы, зависящая от величины  $\Delta_1$ . Если считать участок между двумя порогами сигнала линейным, то можно принять

$$\Pi = \theta_{n2} - \theta_{n1}.$$

- Определяется осредненное значение положения стороны горизонта как

$$\theta_{cp1} = \frac{1}{N_2 - N_1} \cdot \sum_{j=N_1}^{j=N_2} \theta'_{nj},$$



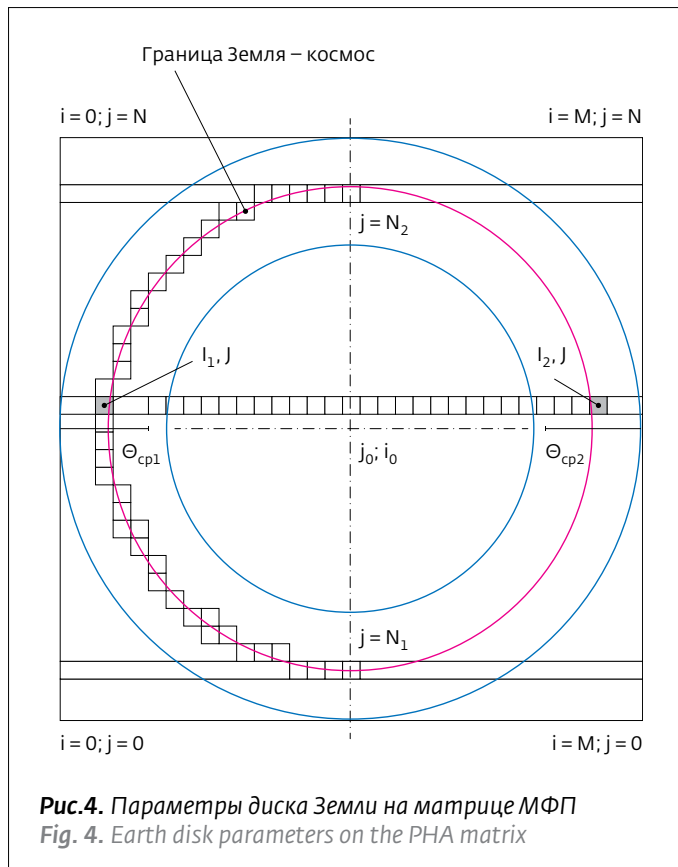
**Рис.3.** Принципиальная схема оптического блока  
**Fig. 3.** Schematic diagram of the optical unit

The problem of determining the deviation of the SC axis from the direction to the center of the Earth can be solved by the coordinates averaging method at which the following operations are performed.

- In the frame of  $M \times N$  dimension (where  $N$  is the number of lines in the frame,  $M$  is the number of resolution elements in one line), the coordinates of the resolution elements corresponding to the contour points of the observed figure of the Earth  $j, I_1$  and  $j, I_2$ , are indicated (fig. 4).
  - The coordinates  $\theta_{n1}$  and  $\theta_{n2}$  are found wherein the signal level will be equal to the values of  $U_{n1}=1/3$  and  $U_{n2}=2/3$  of the maximum  $U_{max}$  signal at the minimum brightness of the Earth, respectively, and the assumption of linearity dependence of the signal amplitude on the sighting angle (Fig.5).
  - Interpolation is performed, allowing to reduce the positioning error of  $\theta_{n1}$  and  $\theta_{n2}$  coordinates and resulting from pixels discreteness.
- For linear interpolation:

$$\theta_{n1} = \theta_{i-1} + \Delta \cdot \frac{U_{n1} - U_{i-1}}{U_i - U_{i-1}},$$

$\theta_i$  – angular coordinates of the pixel whose signal interrogation exceeds the value  $U_{n1}$ ,  $\Delta$  – pixel angular pitch of the radiation receiver,  $U_{i-1}$ ,  $U_i$  – signals from pixels along the line



with the coordinates  $i-1, i$  respectively. Linear interpolation allows determining image coordinate in the plane of a multi-element radiation receiver with a maximum error of  $1/10$  to  $1/100$  of the element size [8].

- Brightness correction is performed, since the  $U_{\max}$  signal can vary four times depending on the Earth brightness [9]. The steepness of the response region between the two thresholds allows determining the value of the brightness correction. Then the refined value of the first threshold corresponds to the angular coordinate of the space-to-Earth boundary along the column  $j$  (fig. 6):

$$\theta'_{ij} = \theta_{n1} - \Pi,$$

where  $\Pi$  is the correction that is entered in the signal processing algorithm from matrix elements, depending on the  $\Delta_1$  value. If we consider the region between the two signal thresholds to be linear, then we shall accept

$$\Pi = \theta_{n2} - \theta_{n1}.$$



где  $N_1$  и  $N_2$  номера строк, соответствующие границам Земли по столбцу  $j$ .

Поскольку угловое поле прибора больше углового размера Земли, сигнал от космоса всегда надежно фиксируется как минимальный уровень, относительно которого устанавливаются пороги  $U_{n1}$  и  $U_{n2}$ . Значение  $\theta_{cp2}$  для второй стороны горизонта определяется аналогичным образом.

- Вычисляется отклонение оси КА от направления на центр Земли ( $j_0, i_0$ ) как

$$\beta = \frac{\theta_{cp2} - \theta_{cp1}}{2}.$$

## ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ

Для определения конкурентоспособности предлагаемого технического решения ПМВ необходима оценка точности построения местной вертикали. Рассмотрим наиболее существенные составляющие погрешности измерений: флуктуационную (шумовую), инструментальную и методическую.

Определим флуктуационную погрешность. Крутизна энергетического фронта (рис.5) "космос-Земля" определяется как

$$k = \frac{U_{n2} - U_{n1}}{\theta_{n2} - \theta_{n1}}.$$

Представим величину  $k$  как отношение потока излучения от Земли  $\Phi_{cp} = B_{cp} = A_{вх} = \Omega_{пр}$  со средней яркостью в данном диапазоне к величине перехода "космос - Земля", составляющего с учетом размытия атмосферы Земли угол:

$$k = \frac{\Phi_{cp}}{\theta},$$

где  $A_{вх}$  - площадь входного зрачка,  $\Omega_{пр}$  - угловой размер элемента матрицы.

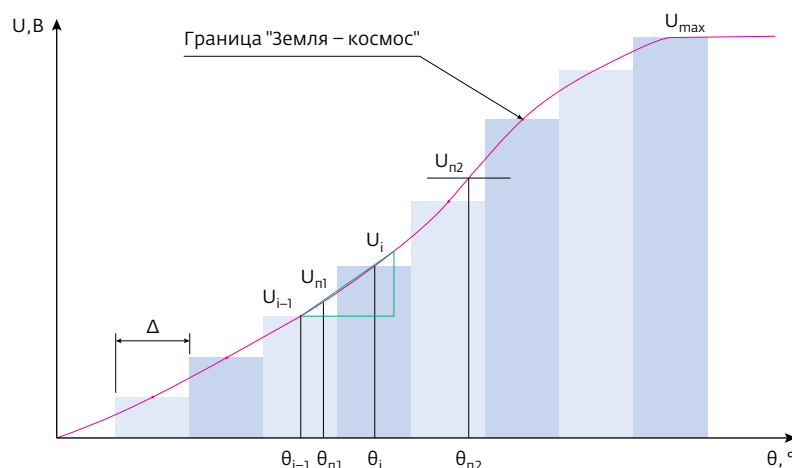


Рис.5. К определению угла  $\theta_{n1}$

Fig. 5. For the angle  $\theta_{n1}$  determination

- The averaged value of the horizon side position is determined as:

$$\theta_{cp1} = \frac{1}{N_2 - N_1} \cdot \sum_{j=N_1}^{j=N_2} \theta'_{nj},$$

where  $N_1$  and  $N_2$  are the line numbers corresponding to the boundaries of the Earth by the column  $j$

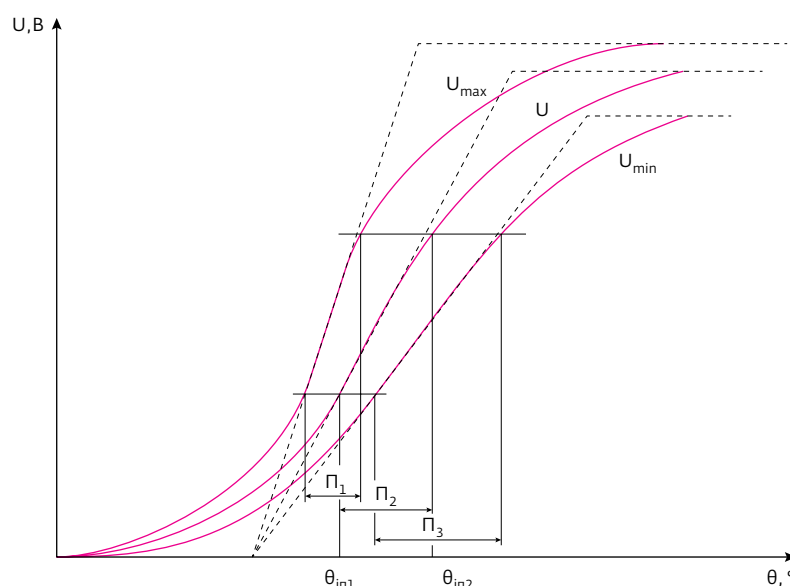


Рис.6. К определению яркостной поправки

Fig. 6. For the brightness correction determination



Шумовая составляющая сигнала:

$$\Phi_{\text{ср.ш}} = \frac{\Phi_{\text{ср}}}{\eta},$$

где  $\eta$  – отношение сигнал/шум.

Тогда среднеквадратическое значение флуктуационной погрешности будет равно

$$\sigma_{\text{ш}} = \frac{\Phi_{\text{ср.ш}}}{k}.$$

Представим отношение сигнал/шум как отношение величины лучистого потока на площадке приемника при работе по абсолютно черному телу  $\Phi$  к минимальной разрешаемой величине потока  $\Phi_{\text{ш}}$ :

$$\eta = \frac{\Phi}{\Phi_{\text{ш}}},$$

$$\Phi = \sigma \cdot \frac{T_2^4}{\pi} \cdot \tau_{\text{опт}}^5 \cdot A_{\text{вх}} \cdot \Omega_{\text{пр}} \cdot \rho^2,$$

$$\Phi_{\text{ш}} = \left( \sigma \cdot \frac{4 \cdot T_1^3}{\pi} \cdot \tau_{\text{опт}}^5 \cdot A_{\text{вх}} \cdot \Omega_{\text{пр}} \cdot \rho^2 \right) \cdot \Delta \tau_{\text{NETD}},$$

где  $\sigma$  – постоянная Стефана-Больцмана,  $T_1$  – температура АЧТ,  $\tau_{\text{опт}}$  – коэффициент пропускания оптической системы,  $\rho$  – коэффициент, учи-

Since the angular field of the device is greater than the angular dimension of the Earth, the signal from the space is always reliably fixed as the minimum level with respect to which the thresholds  $U_{\text{п1}}$  и  $U_{\text{п2}}$  are set. The value  $\theta_{\text{ср2}}$  for the second side of the horizon is determined in a similar way.

- The deviation of the SC axis from the direction to the center of the Earth ( $j_0, i_0$ ) is computed as

$$\beta = \frac{\theta_{\text{ср2}} - \theta_{\text{ср1}}}{2}.$$

## ACCURACY EVALUATION

To determine competitive performance of the DLV proposed engineering solution, it is necessary to evaluate the accuracy of constructing the local vertical. Let us consider the most essential components of measurement error: fluctuation (noise), instrumental and systematic.

Let us determine the fluctuation error. The steepness of the "space-to-Earth" energy front (Figure 5) is defined as

$$k = \frac{U_{\text{п2}} - U_{\text{п1}}}{\theta_{\text{п2}} - \theta_{\text{п1}}}.$$



тывающий потери на отражение,  $T_2$  – средняя радиационная температура Земли.

Для системы с диаметром входного зрачка  $D=4$  мм отношение сигнал – шум составит  $\eta=360$ . Тогда при,  $T_1=300$  К,  $\tau_{\text{опт}}=0,8$  [10],  $\rho=0,97$ ,

$$T_2=250 \text{ К [1]}, B_{\text{ср}}=3,3 \frac{\text{МВт}}{\text{ср} \cdot \text{см}^2}, \theta=3^\circ \text{ среднеквадра-}$$

тическое значение флуктуационной погрешности будет  $\sigma_{\text{ш}}=0,5'$ .

Составляющими инструментальной погрешности будем считать погрешность юстировки оптической части прибора и геометрическую погрешность определения угла, соответствующего границе " Земля – космос" (угла горизонта).

Юстировка оптической части прибора обеспечивается прецизионной имитационной аппаратурой с предельной погрешностью  $\Delta_{\text{ю}}=1'$ .

Предельная погрешность при вычислении угловых координат горизонта  $\theta_{\text{ни}}$  может быть уменьшена за счет интерполяции до величины не более  $0,5'$ . Тогда с учетом осреднения по строкам матрицы данная погрешность уменьшится в  $\sqrt{220}$  раз и составит

$$\sigma_{\text{г}} = \frac{0,5'}{\sqrt{220}} = 0,34'.$$

Источником методической погрешности прибора является отличие рабочего источника – Земли от идеальной равномерной сферы.

Величина этой погрешности не зависит от типа прибора и определяется только геометрическими параметрами планеты и орбиты ИСЗ и вариациями яркости Земли. Максимальная величина этой погрешности имеет место в меридиональном направлении при широте подспутниковой точки  $\theta_0=45^\circ$  и для высоты полета  $H=650$  км меняется в пределах  $\pm 9'$  и может быть полностью скомпенсирована алгоритмическим путем [11].

Остаточная среднеквадратическая погрешность за счет широтной вариации яркости не превышает  $\sigma_{\text{я}}=1'$ .

Погрешность из-за случайных метеорологических факторов зависит от яркости ИК-горизонта Земли и при средней яркости составляет  $3'$  [11]. Средний размер участков неоднородности атмосферы для диапазона 8-14 мкм составляет 600 км (средний размер облачности), тогда при высоте полета 650 км

Let us represent the  $k$  value as the radiation flux ratio from the Earth  $\Phi_{\text{ср}}=B_{\text{ср}} \cdot A_{\text{вх}}=\Omega_{\text{пр}}$  with an average brightness in a given range of  $B_{\text{ср}}$  to the value of the space-to-Earth transition, composing an angle  $\theta$  by the blurring of the Earth's atmosphere:

$$k = \frac{\Phi_{\text{ср}}}{\theta},$$

where  $A_{\text{вх}}$  – is the area of the entrance pupil,  $\Omega_{\text{пр}}$  – is the angular dimension of the matrix element

Noise component of the signal:

$$\Phi_{\text{ср.ш}} = \frac{\Phi_{\text{ср}}}{\eta},$$

where  $\eta$  is the signal-to-noise ratio.

Then the root-mean-square value of the fluctuation error will be equal to:

$$\sigma_{\text{ш}} = \frac{\Phi_{\text{ср.ш}}}{k}.$$

Let us represent the signal-to-noise ratio as the radiant flux ratio at the receiver site when working on a perfect radiator  $\Phi$  to the minimum resolved flux  $\Phi_{\text{ш}}$ :

$$\eta = \frac{\Phi}{\Phi_{\text{ш}}},$$

$$\Phi = \sigma \cdot \frac{T_2^4}{\pi} \cdot \tau_{\text{опт}}^5 \cdot A_{\text{вх}} \cdot \Omega_{\text{пр}} \cdot \rho^2,$$

$$\Phi_{\text{ш}} = \left( \sigma \cdot \frac{4 \cdot T_1^3}{\pi} \cdot \tau_{\text{опт}}^5 \cdot A_{\text{вх}} \cdot \Omega_{\text{пр}} \cdot \rho^2 \right) \cdot \Delta \tau_{\text{NETD}},$$

where  $\sigma$  is the Stefan-Boltzmann constant,  $T_1$  is the temperature of the perfect radiator,  $\tau_{\text{опт}}$  is the transmittance factor of the optical system,  $\rho$  is the factor considering reflection losses,  $T_2$  is the mean radiant temperature of the Earth.

For a system with an entrance pupil diameter of  $D=4$  mm, the signal-to-noise ratio will be  $\eta=360$ . Then at  $T_1=300$  К,  $\tau_{\text{опт}}=0,8$  [10],  $\rho=0,97$ ,  $T_2=250$  К [1],

$$B_{\text{ср}}=3,3 \frac{\text{МВт}}{\text{ср} \cdot \text{см}^2}, \theta=3^\circ \text{ the root-mean-square value of}$$

the fluctuation error will be  $\sigma_{\text{ш}}=0,5'$ .

The alignment error of the device optical part and the geometric error in determining the angle corresponding to the "Earth-to-space" boundary (of the horizon angle) will be considered as components of the instrumental error. Alignment of the device optical part is provided by sensitive imitation equipment with a maximum error of  $\Delta_{\text{ю}}=1'$ .

The error limit in calculating the angular coordinates of the horizon  $\theta_{\text{ни}}$  can be reduced by

на визируемый участок горизонта приходится порядка 11 участков неоднородности атмосферы, в результате осреднения данная величина снижается до 0,9':

$$\sigma_m = \frac{3'}{\sqrt{11}} = 0,9'.$$

В окне прозрачности (8-12 мкм) имеет место существенная вариация как яркости, так и высоты излучающей атмосферы в пределах от твердого горизонта до верхних слоев тропосферы. Среднеквадратическое отклонение высоты излучающей атмосферы составляет  $\sigma_h = 2,5$  км. В угловой мере с учетом осреднения она составит  $\sigma_h = 0,9'$  [11].

Считая погрешность  $\Delta_{ю}$  систематической, погрешности  $\sigma_{ш}$ ,  $\sigma_r$ ,  $\sigma_m$ ,  $\sigma_{я}$ , случайными и независимыми с нормальным распределением, погрешность  $\sigma_h = 0,9'$  случайной с равномерным распределением, получим формулу суммарной погрешности в виде

$$\Delta_{сум} = \Delta_{ю} + \sqrt{(3 \cdot \sigma_{ш})^2 + (3 \cdot \sigma_r)^2 + (3 \cdot \sigma_m)^2 + (3 \cdot \sigma_{я})^2 + (2 \cdot \sigma_h)^2}.$$

При подстановке числовых значений в данную формулу получим  $\Delta_{сум} = 5,7'$ .

interpolation to a value of not more than 0.5'. Then, considering the averaging over the matrix lines, this error reduces by a factor of  $\sqrt{220}$  and be equal to:

$$\sigma_r = \frac{0,5'}{\sqrt{220}} = 0,34'.$$

Systematic error source of the device is the difference between the working source - the Earth and an ideal even sphere.

The magnitude of this error does not depend on the type of device and is determined only by the geometric parameters of the planet and the orbit of the ESV and the variations in the brightness of the Earth. The maximum value of this error occurs in the meridian direction at a latitude of the sub-satellite point of  $L_0 = 45^\circ$  and for the flight altitude of  $H = 650$  km varies within  $\pm 9'$  and can be completely compensated by an algorithmic method [11].

The residual root-mean-square error due to latitudinal variation of brightness does not exceed  $\sigma_{я} = 1'$ .

Due to random meteorological factors the error depends on the brightness of the Earth's IR horizon

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанная принципиальная схема ПМВ на основе зеркально-линзового объектива (панорамной кольцевой PAL-линзы) и микроболометрической матрицы исключает оптико-механическое сканирование, обеспечивает упрощение конструкции, увеличение ресурса работы прибора, уменьшает его энергопотребление, а также упрощает расположение ПМВ на корпусе КА. Предлагаемый алгоритм преобразования сигналов позволяет осуществлять яркостную коррекцию сигнала при определении угла отклонения оси КА от вертикали.

Расчетная точность ПМВ при использовании предлагаемого технического решения характеризуется предельной погрешностью не более 5,7' в диапазоне углов рассогласования  $\pm 3^\circ$  при высоте полета КА до 1000 км, что сопоставимо с ПМВ секущего типа (с оптико-механическим сканированием).

Преимущества предлагаемого технического решения особенно актуальны для малых КА с ограниченным энергопотреблением и длительным ресурсом работы.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Федосеев В.И., Колосов М.П. Оптико-электронные приборы ориентации и навигации космических аппаратов: учеб. пособие. – М.: Логос, 2007.
2. Соломатин В.А., Иванова Н.В. Современные направления развития панорамных оптических и оптико-электронных систем. Сборник трудов X Международной конференции "Прикладная оптика-2012", 15–19 октября 2012. – Оптическое общество им. Д. С. Рождественского, 2012, т. 1, с. 141–144.
3. P.Greguss, E.Greguss. Folded optical system for simultaneous attitude measurement and ground imaging – a proposal. XVII IMEKO World Congress Metrology in the 3rd Millennium June 22–27, 2003, Dubrovnik, Croatia. – Proceedings, p. 163–166.
4. Соломатин В.А. Панорамная видеокамера. – Фотоника, 2009, № 4, с. 26–28.
5. Гандлевский Ю.М., Михайлов Е.Н. Оценка точности инфракрасных построителей местной вертикали по результатам летных испытаний. – Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ, № 4, 2014, с. 31–38.
6. Демьяненко М.А., Есаев Д.Г. Разработка и применение неохлаждаемых матричных микроболометров для терагерцового диапазона. – Вестник НГУ, серия Физика, т. 5, № 4, 2010, с. 82–87.
7. Lehner, D.L., Richter, A.G., Matthys, D.R., Gilbert, J.A. Characterization of the panoramic annular lens. – Experimental Mechanics, 1996, 36(4), p. 333–338.
8. Соломатин В.А. Системы контроля и измерения с многоэлементными приемниками излучения. – М.: Машиностроение, 1992.
9. Адрианов Ю.Г., Караваев И.И., Сафронов Ю.П., Тулупов В.И. Инфракрасные спектры излучения Земли в космос. – М.: Советское Радио, 1973, с. 5–15.
10. Гайнутдинов И.С., Шувалов Н.Ю. Просветляющие покрытия на подложках из германия в окнах прозрачности ИК области спектра 3–5 мкм и 8–12 мкм. – Оптический журнал, 2009, т. 76, № 5, с. 68–72.
11. Гандлевский Ю.М., Михайлов Е.Н. Оценка точности инфракрасных построителей местной вертикали по результатам летных испытаний. – Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ, 2014, № 4, с. 31–38.

and at an average brightness equals to 3' [11]. The average size of the inhomogeneity sections of the atmosphere for the 8–14- $\mu\text{m}$  range is 600 km (average cloud cover size), then at a flight altitude of 650 km, about 11 sections of the atmospheric inhomogeneity are accounted for the aimed horizon area, as a result of averaging this value decreases to 0.9':

$$\sigma_m = \frac{3'}{\sqrt{11}} = 0,9'.$$

In the window region (8–12  $\mu\text{m}$ ), there is a significant variation in both the brightness and the height of the radiating atmosphere in the range from the firm horizon to the upper layers of the troposphere. The root-mean-square error of the radiating atmosphere height is  $\sigma_h = 2.5$  km. In an angular measure, considering averaging, it will be  $\sigma_h = 0,9'$  [11].

Assuming the error  $\Delta_{\text{ю}}$  being a systematic, the errors of  $\sigma_{\text{ш}}$ ,  $\sigma_{\text{г}}$ ,  $\sigma_{\text{м}}$ ,  $\sigma_{\text{я}}$  – random and independent with normal distribution, the error  $\sigma_h = 0,9'$  – random with uniform distribution, we will get the net inaccuracy formula of the form

$$\Delta_{\text{сум}} = \Delta_{\text{ю}} + \sqrt{(3 \cdot \sigma_{\text{ш}})^2 + (3 \cdot \sigma_{\text{г}})^2 + (3 \cdot \sigma_{\text{м}})^2 + (3 \cdot \sigma_{\text{я}})^2 + (2 \cdot \sigma_h)^2}.$$

When substituting numerical values to this formula, we get  $\Delta_{\text{сум}} = 5,7'$ .

## CONCLUSION

The developed schematic diagram of the DLV based on the catadioptric lens (the panoramic ring PAL lens) and the microbolometer matrix excludes the optical-mechanical scanning, simplifies the design, increases the service life of the device, reduces its power consumption, and also simplifies the positioning of the DLV on the spacecraft body. The proposed signal conversion algorithm allows performing brightness correction of the signal in determining the angle of deviation of the spacecraft axis from the vertical.

The designed accuracy of the DLV applying the proposed engineering solution is characterized by the limiting error of not more than 5.7' in the range of displacement angles  $\pm 3^\circ$  at the altitude of the spacecraft flight up to 1000 km, which is comparable to the secant type DLV (with optical-mechanical scanning).

Advantages of the proposed engineering solution are particularly topical for small spacecraft with limited energy consumption and a long service life.