

# КОСМИЧЕСКАЯ ЭЛЕКТРОМЕХАНИКА. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ. ИССЛЕДОВАНИЕ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

УДК 520.6.07

## РАЗРАБОТКА МАЛОГАБАРИТНОГО ПРИБОРА ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ЗЕМЛЕ

А. В. Мельников, Е. Н. Михайлов,  
Д. В. Останина, А. Е. Рабовский

Представлены результаты деятельности Оптического научно-производственного центра АО «Корпорация «ВНИИЭМ» в рамках разработки малогабаритного прибора ориентации космических аппаратов по инфракрасному излучению Земли. Описан принцип работы построителя местной вертикали радиационно-балансного типа, представлены подробные схема и конструкция прибора с детализацией зеркальной пирамиды, поля обзора и модулятора прибора, функциональные возможности прибора с описанием составляющих процесса его работы, и области его применения. Дана оптическая схема прибора с расчетами зеркального параболического объектива. Проведены энергетический и точностной расчеты устройства на примере фотоприемного устройства ФПУ-74. Даны параметры этого устройства. Оценка суммарной погрешности прибора приведена с расчетами инструментальной и методической погрешностей прибора. Дана оценка предельной суммарной погрешности, а также вероятности дополнительных погрешностей при попадании полной Луны и Солнца в поле зрения прибора. Приведены массогабаритные параметры разработанной конструкции.

**Ключевые слова:** оптическая система, системы ориентации и навигации, построитель местной вертикали, параболический объектив, зеркальная пирамида, зеркальный параболический объектив.

В последнее время для точной ориентации космических аппаратов (КА) стали широко применяться приборы ориентации по звездам – звездные датчики (ЗД). Основным достоинством этих приборов является высокая точность ориентации (1 – 2 угл. мин). К их недостаткам можно отнести относительно малое поле зрения и низкую помехозащищенность.

В связи с этими недостатками не теряет своей актуальности, особенно при ориентации КА, вращающихся на околоземных орбитах, использование приборов ориентации по Земле (ПОЗ) для первоначального наведения поля зрения ЗД в заданный район звездного неба, а также в режиме «подхвата» ориентации при сбое в работе ЗД.

Кроме того, ПОЗ могут использоваться и как основные приборы системы ориентации при невысоких требованиях к точности ориентации КА.

Таким образом, основные усилия при разработке ПОЗ могут быть направлены на создание приборов с минимальными массогабаритными характеристиками при относительно невысокой точности (до 40 – 50 угл. мин).

В настоящее время Оптическим научно-производственным центром (ОНПЦ) АО «Корпорация «ВНИИЭМ» ведется разработка прибора радиационно-балансного типа, который соответствует таким требованиям.

### 1. Описание принципа действия приборов ориентации по Земле радиационно-балансного типа

Принцип действия разрабатываемого прибора [1] основан на сравнении потоков лучистой энергии, приходящих с противоположных краев инфракрасного (ИК) горизонта Земли, с последующим формированием выходных сигналов пропорциональных разностям этих потоков по двум направлениям – тангажа и крена.

Прибор, конструктивная схема которого приведена на рис. 1, содержит электродвигатель 1, на оси которого закреплен модулятор 2. Модулятор 2 поочередно открывает доступ излучению  $\Phi_{вх}$ , которое собирается параболическим объективом 3, на приемник излучения 4. Зеркальная пирамида 5 направляет отдельные части поля обзора прибора на противоположные края ИК-горизонта Земли. На периферийной части диска модулятора 2 расположены четыре прорези для выдачи оптопарой 6 опорных импульсов, синхронизирующих положение вращающегося модулятора с выходными сигналами приемника излучения 4.

Вид сверху на зеркальную пирамиду приведен на рис. 2.

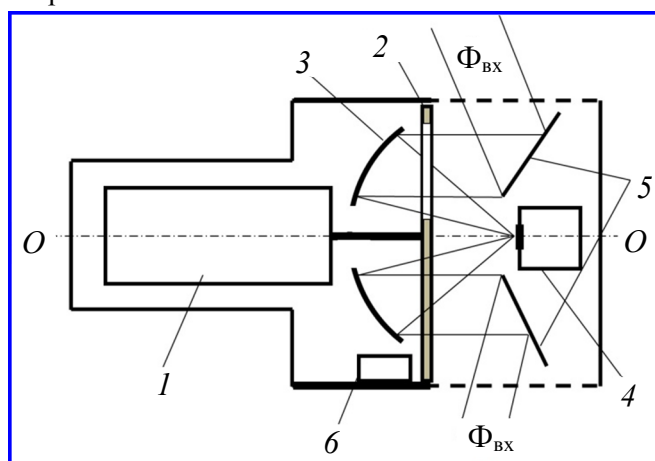


Рис. 1. Конструктивная схема прибора

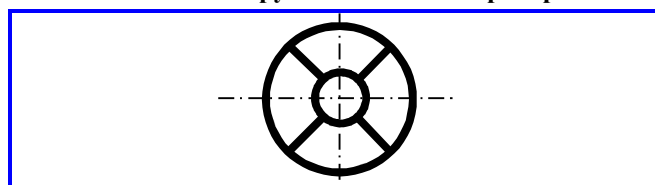


Рис. 2. Зеркальная пирамида

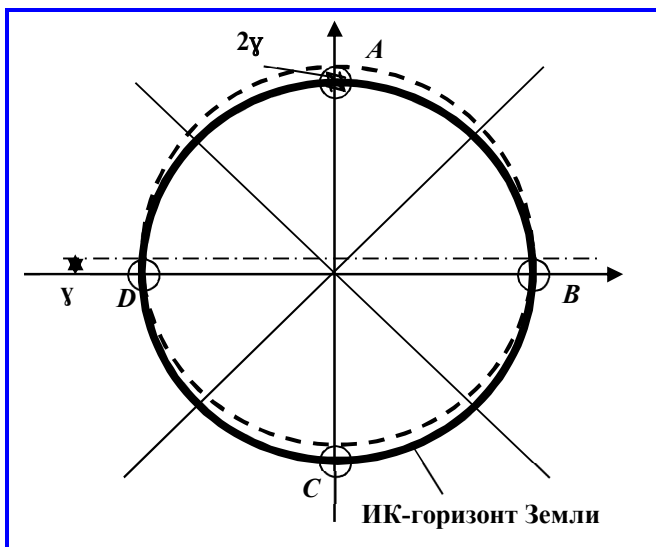


Рис. 3. Поле обзора прибора

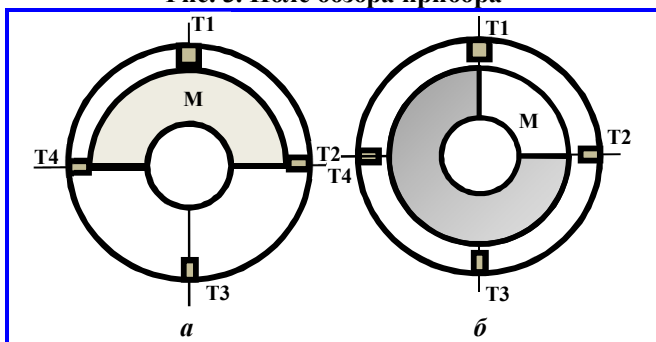


Рис. 4. Вид модулятора

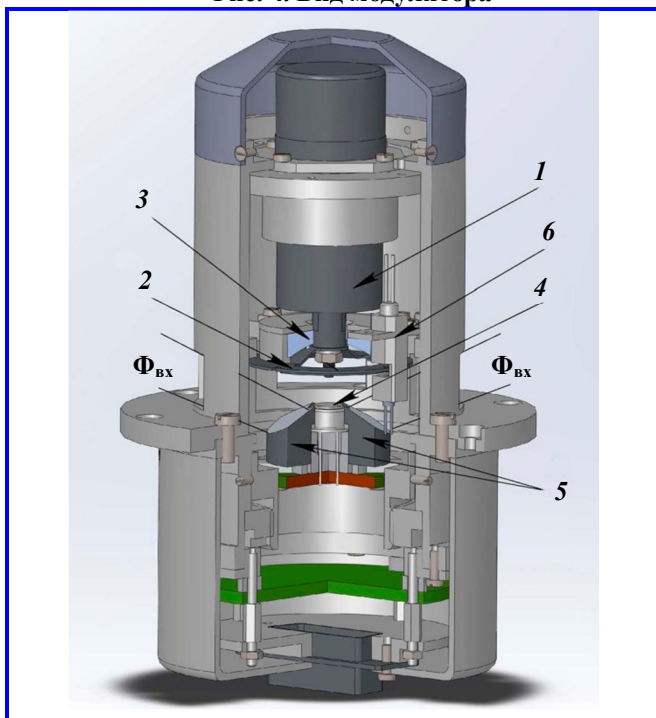


Рис. 5. Конструкция прибора: 1 – электродвигатель; 2 – модулятор; 3 – параболический объектив; 4 – приемник излучения; 5 – зеркальная пирамида; 6 – оптопара

Зеркальная пирамида содержит четыре участка с азимутальным размером  $90^\circ$ , расположенных под углом  $(90^\circ - \varphi_{уст}/2)$  к оси  $OO$  прибора (см. рис. 1), где  $\varphi_{уст}$  – угол визирования на край ИК-горизонта при заданной высоте полета. Получаемое таким образом поле обзора прибора показано на рис. 3.

Рабочие участки поля обзора прибора  $A, B, C$  и  $D$  направлены на ИК-горизонт Земли и формируют линейную зону выходной характеристики в пределах  $\pm\gamma$  (половина поля зрения). Пунктиром на рис. 3 показано положение ИК-горизонта при отклонении ориентируемой оси КА от центра Земли на угол  $\gamma$  по направлению одной из осей.

Диск модулятора 2 может быть выполнен в двух вариантах, как показано на рис. 4 ( $a$  – полудисковый модулятор;  $b$  – четвертьдисковый модулятор). Он содержит окно  $M$ , совмещаемое при вращении модулятора с плоскими зеркалами пирамиды 5, и прорези (T1 – T4) на периферийной части модулятора, которые пересекают поле оптопары 6 для формирования опорных сигналов. Одна из этих прорезей (T1) сделана шире для формирования импульса  $A$ , обеспечивающего азимутальную привязку выходных сигналов прибора. Окно  $M$  может перекрывать одну или две грани зеркальной пирамиды 5, как показано на рис. 4.

При разработке конструкции (рис. 5) по предложенной схеме (см. рис. 1) удалось добиться габаритных размеров устройства  $137 \text{ мм} \times \text{Ø}86 \text{ мм}$  и ориентировочной массы 1 кг вместе с электронным блоком, который устанавливается отдельно внутри корпуса КА.

## 2. Функциональная схема прибора

Функциональная схема прибора приведена на рис. 6.

Оптическая схема 3 прибора воспринимает ИК-излучение от горизонта Земли и передает его на приемник 4. Поток ИК-излучения модулируется модулятором 2, который вращается двигателем 1; одновременно модулятор 2 прерывает излучение оптопары 5, формируя опорные сигналы, которые поступают на фазочувствительный детектор 6. Фазочувствительный детектор подает опорные напряжения на резонансный усилитель 7, который усиливает модулированный сигнал с приемника на частоте первой гармоники и разделяет его на два выходных сигнала, пропорциональных углам отклонения КА по крену ( $U_k$ ) и тангажу ( $U_T$ ). Дальнейшая обработка выходных сигналов, а также выработка напряжения питания для приемника и двигателя может производиться в отдельном блоке электроники (массой  $\approx 400 \text{ г}$ ), который с целью лучшей защиты от радиации может быть размещен внутри корпуса КА.

На рис. 7 приведена форма модулированного потока излучения  $\Phi_{вх}$  на входе приемника для трех случаев: отклонение оси прибора от центра Земли равно 0, модулятор – полудиск (линия точек 1); отклонение по одной из осей равно  $\gamma$ , модулятор – полудиск (пунктирная линия 2); отклонение равно  $\gamma$ , модулятор – четверть диска (сплошная линия 3).

Величина потока  $\Phi_{вх} = 1$  соответствует лучистому потоку от  $1/4$  площади апертуры объектива при полностью погруженном в Землю поле зрения прибора и полностью открытом окне модулятора. Сигнал на выходе прибора после резонансного усилителя и фазовой демодуляции определяется с учетом коэффициента модуляции  $K_m$ , который определяется с помощью преобразования Фурье [2].

Для вида модулированного потока, показанного на рис. 7, коэффициент модуляции определяется только косинусной составляющей:

$$K_m = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} \Phi_{вх} \cos(\alpha) d\alpha.$$

Результат расчета по приведенной формуле для двух вариантов выполнения модулятора равен:  $K_m = 0,573$  для модулятора в виде полудиска и  $K_m = 0,405$  для четверть диска.

Таким образом, для использования в приборе предпочтителен модулятор в виде полудиска, который обеспечивает большую величину коэффициента модуляции и, следовательно, большую эффективность модуляции.

При попадании в поле зрения прибора Солнца уровень сигнала на входе усилителя 7 в  $\approx 100$  раз больше максимального сигнала от Земли. В приборе предусмотрена выдача сигнала «наличие Солнца» (НС), если сигнал в тракте превышает уровень возможного сигнала от Земли максимальной яркости в пять раз. При появлении сигнала НС прибор отключается от управления КА на все время нахождения Солнца в поле зрения. КА может в это время управляться от гиропамяти или от другого прибора ПОЗ, поля зрения которого развернуты по азимуту на угол, достаточный для того, чтобы исключить засветку Солнцем полей обоих приборов.

Необходимо отметить, что вероятность попадания как Луны, так и Солнца в поле зрения прибора чрезвычайно мала ( $<10^{-3}$ ).

### 3. Оптическая схема прибора

Оптическая схема прибора, приведенная на рис. 8, содержит зеркальный параболический объектив 1, модулятор 2, приемник излучения 3 и зеркальную пирамиду 4.

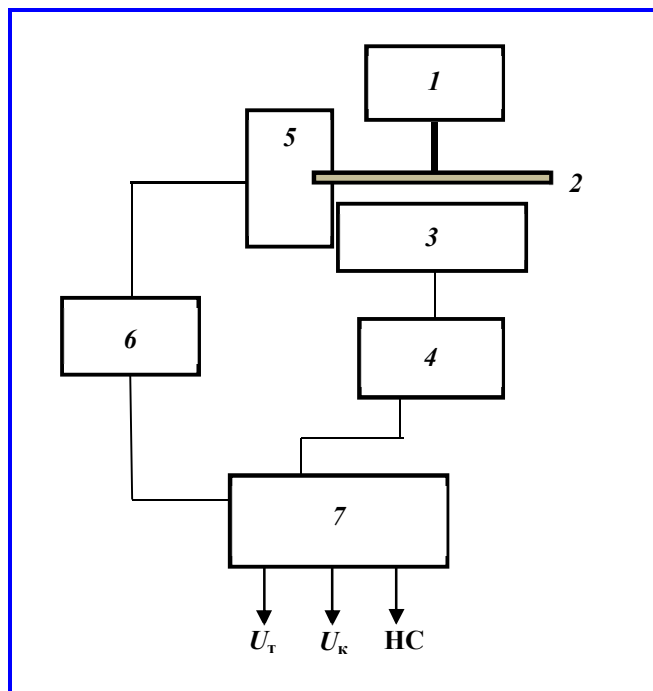


Рис. 6. Функциональная схема прибора

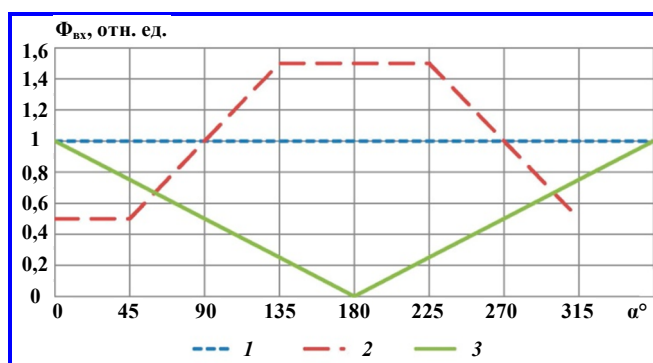


Рис. 7. Модулированный поток излучения  $\Phi_{вх}$  на входе приемника

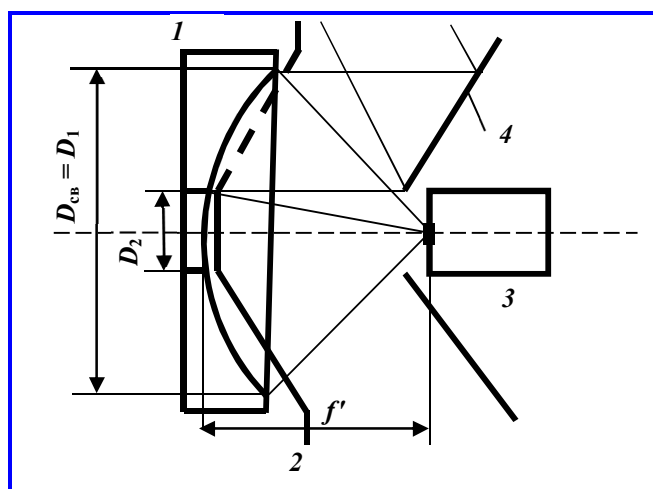


Рис. 8. Оптическая схема

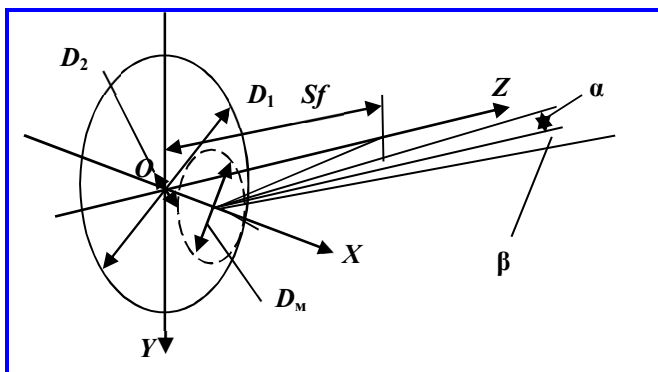


Рис. 9. К расчету зеркального параболического объектива

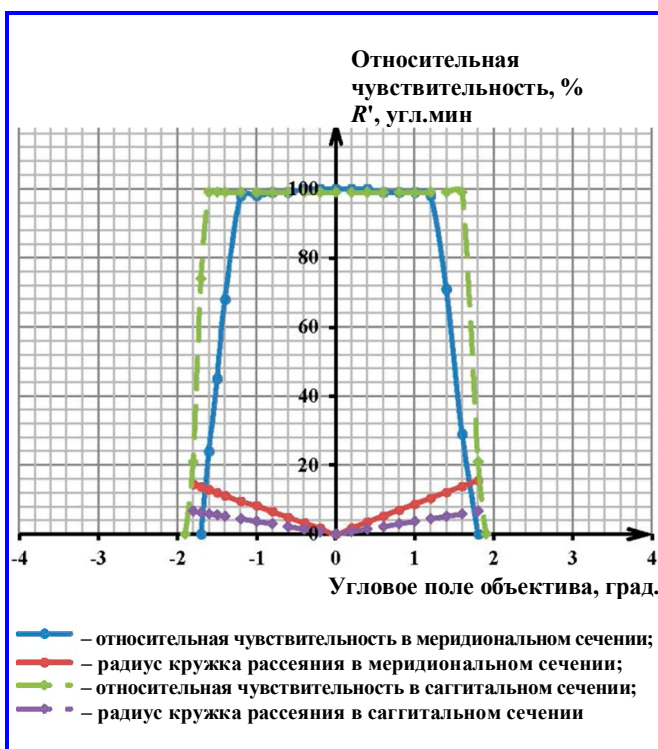


Рис. 10. Форма поля зрения объектива

Пространственная картина объектива  $l$  с проекцией на него окна модулятора показана на рис. 9:  $D_1 = D_{св} = 24$  мм – внешний диаметр объектива;  $D_2 = 10$  мм – внутренний диаметр объектива, определяемый параметрами модулятора;  $D_m$  – диаметр светового пучка, проходящего через окно модулятора;  $\alpha$  – угол падения луча на объектив в меридиональной плоскости  $ZOY$ ;  $\beta$  – угол падения луча на объектив в саггитальной плоскости  $ZOX$ ; фокальный параметр параболического объектива (фокусное расстояние)  $Pf = 30$  мм; дискреты на поверхности окна модулятора  $\Delta = 0,1$  мм;  $D_m = (D_1 - D_2)/2$  – диаметр окна модулятора;  $X_0 = (D_1 + D_2)/4$  – середина окна модулятора.

Примем форму объектива в виде параболы:

$$2PfZ = X_1^2 + Y_1^2.$$

Рассчитаем ход  $N$  лучей, идущих от пространства объектов к приемнику через окно модулятора; при этом каждый луч опирается на одинаковую элементарную площадку окна модулятора (дискрет  $\Delta^2$ ) и охватывает одинаковый элементарный телесный угол. Поэтому полное число лучей  $N_n$ , попадающих на площадку приемника размером  $A = 1 \times 1$  мм<sup>2</sup>, определяет мощность лучистого потока, воспринимаемого приемником. Зависимость относительного количества лучей, попадающих на площадку приемника, к общему количеству лучей, идущих под определенным углом  $\alpha$  в меридиональной плоскости или  $\beta$  в саггитальной плоскости, определяет относительную чувствительность объектива в этих плоскостях, то есть его поле зрения. На рис. 10 показаны кривые поля зрения в двух плоскостях, а также среднеквадратическая величина (в угловых минутах) радиуса кружка рассеяния в фокальной плоскости:

$$R' = (\arctg(R_{ср}/Sf))60',$$

где  $R_{ср}$  определяется как средняя квадратическая величина отклонения точки пересечения фокальной плоскости текущим и параксиальным лучами;  $Sf$  – расстояние фокальной плоскости от начала координат.

Как видно из графика величина поля по уровню чувствительности 0,5 составляет  $3,75^\circ$ . Кружок рассеяния не превышает 16 угл. мин, что позволяет получить необходимую инструментальную погрешность при выставке на имитаторе.

#### 4. Энергетический расчет прибора

В качестве приемника излучения в приборе предполагается использовать фотоприемное устройство ФПУ-74 со следующими параметрами:

- спектральный диапазон чувствительности 6 – 25 мкм;
- пороговая чувствительность приемника  $\Phi_n \leq 5 \cdot 10^{-10}$  Вт/Гц<sup>0,5</sup>;
- интегральная чувствительность приемника  $S_n \geq 4 \cdot 10^4$  В/Вт;
- частотная полоса резонансного усилителя  $\Delta f$  – менее 10 Гц.

Среднеквадратическое значение шумового сигнала при этом составит:

$$\sigma_{\text{ш}} = \Phi n \sqrt{\Delta f} = 1,6 \cdot 10^{-3}, \text{ мкВт.}$$

Минимальный поток излучения при полностью открытом окне модулятора:

$$\Phi_{\text{мин}} = L_{\text{мин}} \tau A_{\text{вх}} \Omega \rho^2 (1 - K_{\text{в}}) K_{\text{м}},$$

где  $L_{\text{мин}} = 2,5 \text{ мВт/см}^2 \cdot \text{ср}$  – минимальная энергетическая яркость Земли;  $\tau = 0,696$  – коэффициент использования прибором излучения Земли в спектральном диапазоне 6 – 25 мкм;  $A_{\text{вх}} = \pi \frac{(D_{\text{св}}^2 - D_{\text{вн}}^2)}{16} = 0,935 \text{ см}^2$  –

площадь входного окна объектива ( $D_{\text{св}} = 2,4 \text{ см}$  – световой диаметр объектива;  $D_{\text{вн}} = 1 \text{ см}$  – внутренний диаметр кольцевого объектива; модулятор открывает 1/4 площади объектива);  $\Omega = \frac{(2\gamma)^2}{57,3^2} = 0,0032 \text{ ср}$  –

телесный угол прибора при угле поля зрения  $2\gamma = 3,5^\circ \times 3^\circ$  (см. рис. 10);  $\rho = 0,97$  коэффициент отражения каждой из двух зеркальных поверхностей;  $K_{\text{в}} = 0,2$  – коэффициент абберрационного виньетирования;  $K_{\text{м}} = 0,573$  – коэффициент модуляции;  $\Phi_{\text{мин}} = 2,32 \text{ мкВт}$ .

Соотношение сигнал/шум для этого прибора составит  $S/\text{Ш} = 1450$ .

Приток излучения при средней яркости Земли  $L_{\text{ср}} = 6 \text{ мВт/см}^2 \cdot \text{ср}$ .

$$\begin{aligned} \Delta\Phi_{\text{ср}} &= L_{\text{ср}} A_{\text{вх}} \tau \rho^2 (1 - K_{\text{в}}) K_{\text{м}} \Omega = \\ &= \Phi_{\text{мин}} (L_{\text{ср}} / L_{\text{мин}}) = 5,6, \text{ мкВт.} \end{aligned}$$

Крутизна выходной характеристики прибора равна

$$K_1 = \frac{\Delta\Phi_1}{\beta},$$

где  $\beta$  – угол отклонения по одной оси в пределах линейной зоны;  $\Delta\Phi_1$  – амплитуда первой гармоники сигнала, соответствующая этому отклонению при средней яркости Земли.

Величина  $\Delta\Phi_1$  при отклонении на угол  $\beta = 1^\circ$  равна

$$\Delta\Phi_1 = \Phi_{\text{ср}} \left( \frac{2\beta}{2\gamma} \right), \Delta\Phi_1 = 3,3 \text{ мкВт.}$$

Крутизна равна  $K_1 = \Delta\Phi_1/\beta = 3,3 \text{ мкВт/град} = 0,055 \text{ мкВт/угл. мин}$ .

## 5. Оценка суммарной погрешности прибора

Суммарная погрешность прибора определяется его инструментальной и методической состав-

ляющими, причем инструментальная погрешность – это погрешность настройки реального прибора на имеющейся имитационной аппаратуре, а методическая – это погрешность «идеального» прибора при работе по реальному источнику излучения, то есть по Земле [3].

### Инструментальная погрешность прибора

Инструментальная погрешность определяется точностью геометрической выставки и температурной стабильностью имитатора Земли, на котором производится настройка «нуля» и крутизна прибора.

Примем, что геометрическая погрешность настройки имитатора составляет  $\beta_{\text{ит}} \approx \pm 3'$ .

Температурная стабильность имитатора составляет  $\pm 1^\circ\text{C}$  или  $\pm 1 \text{ К}$ . Таким образом, противоположные края рабочей кромки имитатора могут отличаться по температуре на  $\Delta T = 2 \text{ К}$ . Величина потока излучения от каждого из этих краев равна (при средней яркости Земли):

$$\Delta\Phi_{\text{ср}} = \Phi_{\text{ср}}/2 = 2,78, \text{ мкВт,}$$

если поля наполовину погружены в излучатель. Средняя яркость излучателя  $L_{\text{ср}} = \sigma T^4$ . Если температура краев на  $\Delta T$  отличается от  $T_{\text{ср}}$ , то разница их энергетических яркостей определяется производной  $\Delta L = (\sigma T_{\text{ср}}^4)' = 4\sigma T_{\text{ср}}^3 \Delta T$ . Относительная величина этих перепадов яркостей равна:  $\Delta L_{\text{отн}} = \Delta L/L_{\text{ср}} = 4\Delta T/T_{\text{ср}}$ . Соответственно, относительная величина перепадов потоков излучения от краев излучателя также равна:  $\Delta\Phi' = \Delta L_{\text{отн}} = 4\Delta T/T_{\text{ср}}$ .

Для средней температуры излучателя 350 К и  $\Delta T = 2^\circ$  величина  $\Delta\Phi' = 0,023$ .

Величина погрешности из-за температурной нестабильности имитатора равна:

$$\beta_{\text{ит}} = \Delta\Phi' \Delta\Phi_{\text{ср}}/K_1 = 1,2'.$$

Таким образом, предельная величина инструментальной погрешности составит  $\beta_{\text{ит}} = \beta_{\text{ит}} + \beta_{\text{ит}} = 4,2'$ .

Инструментальная погрешность имитатора определяется и компенсируется путем вычисления средней погрешности при вращении прибора по азимуту на  $360^\circ$ . Погрешность имитатора частично компенсируется; остаточная погрешность измеряется и паспортизируется с точностью до  $1'$ .

Среднеквадратическая величина  $\sigma_{\text{ш}}'$  быстротекущей (шумовой) погрешности угла отклонения определяется величиной шума и крутизной выходной характеристики:

$\sigma_{ш}' = \sigma_{ш}/K_1 = 16 \cdot 10^{-4} \text{ мВт}/0,055 \text{ мВт/угл. мин} \approx 0,03'$ .

Примем, что шум является нормальным гауссовым процессом, тогда его предельная величина составит  $\beta_{ш} = 3\sigma_{ш}' \approx 0,1'$ .

**Методическая погрешность прибора**

Методическая погрешность прибора состоит из нескольких составляющих.

*Погрешность из-за несферичности Земли.* Предельная величина погрешности из-за несферичности Земли не зависит от типа прибора. Она определяется геометрическими параметрами Земли и может приближенно оцениваться по формуле:

$$\beta_{нсф} = \arctg(\Delta R_3/2L),$$

где  $\Delta R_3 \approx 20 \text{ км}$  – разница экваториального и полярного радиусов Земли;  $L = \sqrt{(R_3 + H)^2 - R_3^2} = 3291 \text{ км}$  – длина наклонного визирования для высоты полета  $H = 800 \text{ км}$ ;  $\beta_{нсф} = 10,4'$ .

*Систематическая яркостная погрешность из-за широтных вариаций яркости горизонта.* Систематические вариации энергетической яркости ИК-горизонта, связанные с широтными и сезонными факторами, показаны в [3]. В этой работе отмечено, что максимальный градиент яркости в пределах угла визирования для высоты полета  $H = 800 \text{ км}$  имеет место на широте подспутниковой точки  $45^\circ$  южной широты; при этом абсолютные яркости для противоположных сторон горизонта равны:  $L(1) = 4 \text{ мВт/см}^2 \cdot \text{ср}$ ,  $L(2) = 8,75 \text{ мВт/см}^2 \cdot \text{ср}$ . Погрешность из-за этого перепада яркостей составит:

$$\beta_{шир} = [(L(2) - L(1))A_{вх}\tau^3(1 - K_в)\Omega/2K_м]/K_1 = 36,4'.$$

Величина погрешности для среднегодовой кривой на широте  $45^\circ$  северной широты составит  $\beta_{шир} = 20'$ .

*Случайная яркостная погрешность из-за метеорологических факторов (погодная).* Сигнал погрешности определяется разницей яркостей в двух противоположных точках визирования  $L(1)$  и  $L(2)$ .

Дисперсия разности яркостей в этих точках равна:

$$D(\Delta L) = D(L(1)) + D(L(2)) + 2K(\Delta L).$$

Поскольку две точки визирования удалены друг от друга, коэффициент взаимной корреляции  $K(\Delta L) = 0$ . Примем, что дисперсии яркостей  $D(L1)$  и  $D(L2)$  одинаковы и равны  $D(L)$ ; тогда  $D(\Delta L) = 2D(L)$ . Соответственно, среднеквадратическое отклонение

яркостей в двух противоположных точках визирования равно  $\sigma_{\Delta L} = \sqrt{D(\Delta L)} = \sqrt{2\sigma_L^2} = \sigma_L\sqrt{2}$ .

Среднеквадратический разброс яркости для поверхности Земли равен  $\sigma_L = L_{ср}\eta_{ср}$ , где  $L_{ср} = 6 \text{ мВт/см}^2 \cdot \text{ср}$  – средняя яркость ИК-излучения горизонта Земли,  $\eta_{ср} = 0,2$  – коэффициент вариативности ИК-излучения при визировании в надир.

При реальном визировании на горизонт происходит сглаживание перепадов излучения за счет площади проекции поля зрения на поверхность Земли и за счет наклонного визирования. Примем общий коэффициент сглаживания равным  $K_с = 0,6$  [3]; тогда реальный коэффициент вариативности будет равен  $\eta_{ср}' = \eta_{ср} K_с = 0,12$ ; среднеквадратическая вариация яркости  $\sigma_L = L_{ср}\eta_{ср}' = 0,72 \text{ мВт/см}^2 \cdot \text{ср}$ , а среднеквадратическая вариация для противоположных точек визирования  $\sigma_{\Delta L} = \sigma_L\sqrt{2} = 1 \text{ мВт/см}^2 \cdot \text{ср}$ . Величина среднеквадратической погрешности из-за этого (погодной)  $\sigma_{п} = (\sigma_{\Delta L}A_{вх}\tau(1 - K_в)\rho^2(\Omega/2)K_м)/K_1 = 7,7'$ . Считая закон распределения яркостей нормальным, при доверительной вероятности  $0,95$  предельная величина погодной погрешности равна  $\beta_{п} = 2\sigma_{п} = 15,4'$ .

*Погрешность из-за неравномерности высоты излучающей атмосферы.* Высота излучающего горизонта в ИК-спектре ( $6 - 25 \text{ мкм}$ ) составляет  $40 \pm 20 \text{ км}$ . Для оценки погрешности из-за вариаций высоты принимаем [3], что закон распределения вероятностей случаен и близок к равномерному. Для такого закона среднеквадратическое отклонение от среднего значения составляют  $\pm 2\sigma_h$ , где  $\sigma_h = 10 \text{ км}$ . Принимаем коэффициент сглаживания вариаций  $K_с = 0,6$ . Тогда вариации с учетом сглаживания  $\sigma_h' = \sigma_h K_с = 6 \text{ км}$ . Угловая величина ошибки из-за этого фактора равна  $\beta_h = 2\arctg(\sigma_h'/L) = 12,5'$ . Здесь  $L = 3291 \text{ км}$  – длина наклонного визирования [2].

**Оценка предельной суммарной погрешности**

Инструментальная погрешность прибора равна  $\beta_{и} = 2,2'$ .

Шумовая погрешность прибора равна  $\beta_{ш} = 0,1'$ .

Методическая погрешность прибора равна:

$$\beta_{м} = \beta_{нсф} + \beta_{шир} + \sqrt{\beta_{п}^2 + \beta_h^2} = 50,2'.$$

Систематические составляющие  $\beta_{нсф}$  и  $\beta_{шир}$  имеют одинаковый знак и суммируются арифметически.

Предельная суммарная погрешность равна:

$$\beta_{\Sigma} = \beta_{и} + \beta_{м} + \beta_{ш} = 53'.$$

### Оценка дополнительной погрешности при попадании полной Луны в поле зрения прибора

При попадании Луны в поле зрения прибора возникает дополнительный сигнал  $\Phi_{\text{л}}$  равный:

$$\Phi_{\text{л}} = B_{\text{л}} \eta \tau A_{\text{вх}} \rho^2 \Omega_{\text{л}} K_{\text{м}},$$

где  $B_{\text{л}} = \sigma \frac{T_{\text{л}}^4}{\pi} = 35 \text{ мВт/см}^2\text{ср}$ ;  $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-12} \text{ Вт/см}^2\text{ср}$  – постоянная Стефана – Больцмана;  $T_{\text{л}} = 373\text{К}$  – максимальная температура освещенной поверхности Луны;  $\eta = 0,5$  – коэффициент серости поверхности Луны;  $\tau = 0,6$  – коэффициент использования прибором излучения Луны;  $A_{\text{вх}} = 0,935 \text{ см}^2$  – площадь окна модулятора;  $\Omega_{\text{л}} = 6 \cdot 10^{-5} \text{ ср}$  – телесный угол для полной Луны;  $K_{\text{м}} = 0,573$  – коэффициент модуляции (см. разд. 2);  $\Phi_{\text{л}} = 0,317 \text{ мкВт}$ .

Дополнительная погрешность из-за попадания Луны в поле зрения прибора равна:

$$\beta_{\text{л}} = \Phi_{\text{л}}/K_1 = 5,8'.$$

### Влияние попадания Солнца в поле зрения прибора

При попадании Солнца в поле зрения прибор выдает сигнал НС и управление передается на другие средства ориентации, например, гироскоп или дублирующий прибор ПОЗ с полями зрения, повернутыми по азимуту на угол  $\approx 6^\circ$ , достаточный для исключения попадания Солнца в поля обоих приборов.

Поступила в редакцию 28.01.2021

*Александр Викторович Мельников, инженер 1 категории, e-mail: melnikov20082009@yandex.ru.*

*Евгений Николаевич Михайлов, кандидат технических наук, начальник Оптического научно-производственного центра, e-mail: emihajlov1946@gmail.com.*

*Дарья Васильевна Останина, инженер-конструктор 2 категории, e-mail: dasha-ostanina@mail.ru.*

*Александр Ефимович Рабовский, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, e-mail: Raskiy@mail.ru.*

*Т. (495) 366-33-92.*

*(АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).*

## DESIGNING A SMALL EARTH-POINTING DEVICE FOR SPACECRAFT

**A. V. Melnikov, E. N. Mikhailov,  
D. V. Ostanina, A. E. Rabovskii**

*The article contains the results of the activities of the Optical Research and Production Center at VNIIEM Corporation JSC in terms of designing a small device for spacecraft orientation based on the Earth infrared radiation. The principle of constructing a local vertical of radiation-balance type is described, and a detailed diagram and design of the device with indication of a mirror pyramid, field of view and device modulator, as well as the device functionality with description of its operation process components and application scope are presented. The*

optical diagram of the device with calculations of a parabolic mirror lens is provided. Calculations of the device power budget and accuracy through the example of the ФПУ-74 photodetector are performed. The parameters of this device are given. Evaluation of the total error of the device with calculations of the instrumental and systematic errors of the device is presented. Assessment of the total error limit and probability of additional errors caused by the Moon and Sun entering the field of view of the device is performed. The mass and dimensional characteristics of the developed design are presented.

**Key words:** optical system, attitude control and navigation systems, local vertical sensor, parabolic lens, mirror pyramid, parabolic mirror lens.

### References

1. Prospective directions of designing devices for spacecraft orientation based on solar radiation and Earth's infrared horizon / A. V. Melnikov, E. N. Mikhailov, A. E. Rabovskii // Matters of Electromechanics. VNIEM Proceedings. – Moscow : JC VNIEM Corporation, 2020. – V. 177. – No. 4. – Pp. 21 – 25.
2. Bronshtein I. N., Semendiaev K. A. Mathematics Handbook. For engineers and students / I. N. Bronshtein, K. A. Semendiaev. – 7th edition, reprint. – Moscow : Gostekhizdat, 1957. – 608 p.
3. Assessment of infrared local vertical sensor based on flight test results / Iu. M. Gandlevskii, E. N. Mikhailov, Iu. S. Mosolova [et al.] // Matters of Electromechanics. VNIEM Proceedings. – Moscow : JC VNIEM Corporation. – V. 141. – No. 4. – 2014. – Pp. 31 – 38.

*Aleksandr Viktorovich Melnikov, Engineer (1<sup>st</sup> category), e-mail: melnikov20082009@yandex.ru.*

*Evgenii Nikolaevich Mikhailov, Candidate of Technical Sciences (Ph. D),*

*Head of Optical Research and Production Center,*

*e-mail: emihajlov1946@gmail.com.*

*Daria Vasilevna Ostanina, 2nd Category Design Engineer, e-mail: dasha-ostanina@mail.ru.*

*Aleksandr Efimovich Rabovskii, Candidate of Technical Sciences (Ph. D),*

*Senior Researcher, e-mail: Raskiy@mail.ru.*

*T. (495) 366-33-92.*

*(JC «VNIEM Corporation»).*