

# КОСМИЧЕСКАЯ ЭЛЕКТРОМЕХАНИКА. КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ. ИССЛЕДОВАНИЕ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

УДК 520.6.07

## НУТАЦИОННЫЙ ДАТЧИК ОРИЕНТАЦИИ ПО ЗЕМЛЕ

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

**В** статье представлены результаты разработки нового типа приборов, предназначенных для ориентации космического аппарата относительно вертикали Земли. Опыт эксплуатации приборов ориентации по Земле типа 8201 показал, что одним из факторов, снижающих надежность прибора в условиях космического полета, является нештатная работа его двигателя сканирования в открытом космосе. Как показал анализ телеметрической информации, основной причиной этого является использование некачественной смазки в подшипниках двигателя сканирования, что было подтверждено и наземными испытаниями в термобарокамере. С целью повышения надежности и ресурса работы в Оптическом научно-производственном центре АО «Корпорация «ВНИИЭМ» производится разработка прибора ориентации по Земле, в котором сканирование инфракрасного горизонта осуществляется с помощью колебательного привода, не требующего использования подшипников и смазки. Прибор такого типа – датчик горизонта, направлен на одну точку инфракрасного горизонта. Малая масса и габариты (до 0,2 кг) и малое поле зрения, сканирующее горизонт в пределах углов  $\pm 6^\circ$ , упрощает размещение таких приборов на космическом аппарате.

**Ключевые слова:** системы ориентации космического аппарата, датчики местной вертикали, датчик инфракрасного горизонта, привод сканирования, колебательные системы сканирования.

### 1. Конструкция датчика горизонта

Каждый датчик горизонта (ДГ) (рис. 1) содержит приемник излучения 1 и объектив 2, пучок излучения от которого направлен на сканирующее зеркало 3, обеспечивающее с помощью привода 4 колебания оси пучка в диапазоне  $\pm 6^\circ$  (для этого достаточны колебания зеркала на  $\pm 3^\circ$ , если использовать схему с удвоением углов сканирования). Конструкция ДГ показана на рис. 1 в двух вариантах: без удвоения углов сканирования и с удвоением.

В схеме с удвоением угла сканирования (рис. 1, а) ось качания лежит в плоскости сканирующего зеркала; в схеме без удвоения (рис. 1, б) ось качания

совмещена с осью объектива. В первом случае увеличиваются габариты сканирующего зеркала, а во втором – углы качания.

Колебательный привод 4 может быть выполнен на крестообразном пружинном подвесе [1], который при углах качания до  $10^\circ$  имеет незначительное смещение оси качания и большую жесткость в направлениях, перпендикулярных этой оси.

Функциональная схема ДГ приведена на рис. 2.

Блок сканирования обеспечивает колебания малого поля зрения около горизонта, при этом формируется последовательность импульсов (см. рис. 3) с частотой, равной частоте сканирования.

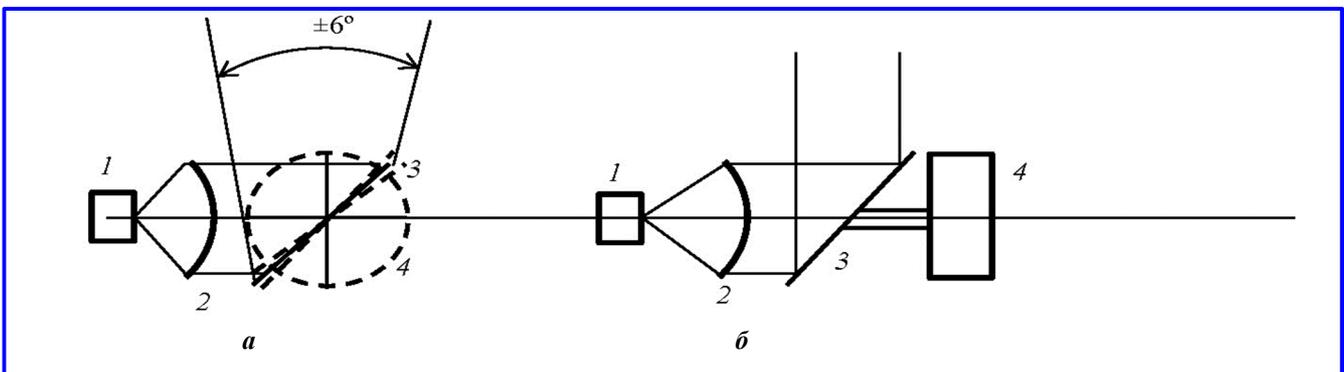


Рис. 1. Конструктивная схема датчика горизонта: а – схема с удвоением; б – схема без удвоения

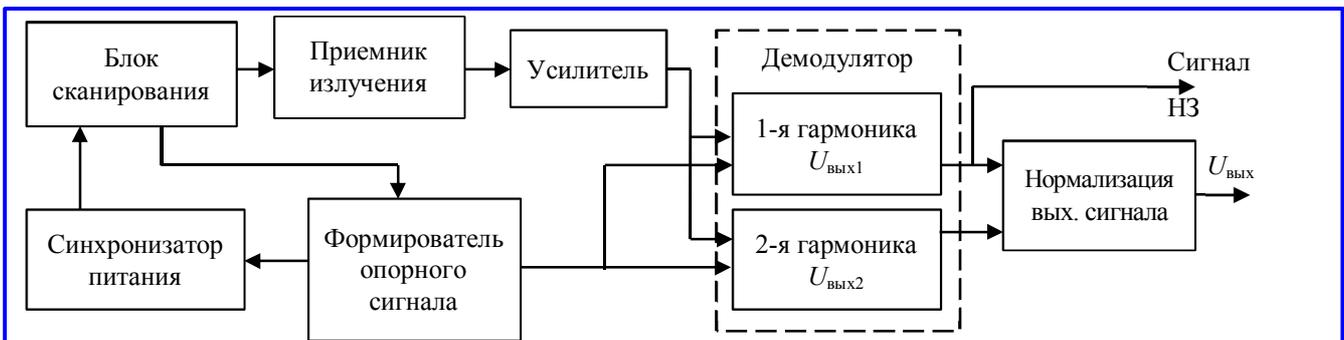


Рис. 2. Функциональная схема датчика горизонта

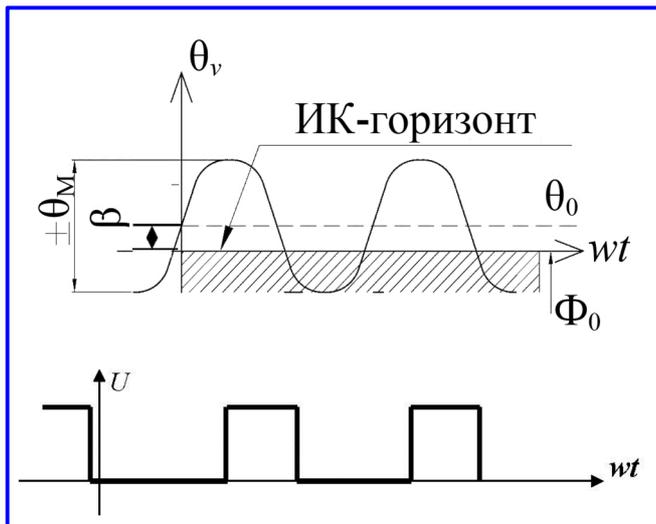


Рис. 3. К определению выходного сигнала датчика горизонта

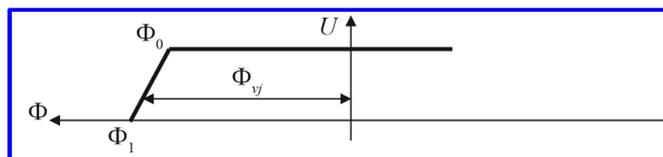


Рис. 4. Модель А излучения Земли

Сигналы от приемника излучения после усиления направляются на фазовый демодулятор, выделяющий сигналы  $U_{\text{вых1}}$  и  $U_{\text{вых2}}$  на частоте 1-й и 2-й гармоник. Для работы фазового демодулятора требуются опорные сигналы, которые могут вырабатываться, например, оптопарой, излучение которой модулируется прорезью на сканирующем зеркале.

Полученный сигнал  $U_{\text{вых1}}$  постоянен в широком диапазоне углов отклонения от горизонта, он используется для формирования сигнала «Наличия Земли» (НЗ). Сигнал  $U_{\text{вых2}}$  по величине и знаку определяется углом отклонения оси сканирования от инфракрасного (ИК) горизонта.

Выходной сигнал ДГ определяется как отношение  $U_{\text{вых2}}$  к  $U_{\text{вых1}}$ . В связи с тем, что амплитуда сигнала  $U_{\text{вых1}}$  и крутизна сигнала  $U_{\text{вых2}}$  пропорциональны величине яркости излучения визируемого участка ИК-горизонта, крутизна выходного сигнала ДГ, полученного нормированием  $(U_{\text{вых}})_{\text{ДГ}} = U_{\text{вых2}} / U_{\text{вых1}}$ , практически не зависит от яркости.

В связи с тем, что выходные сигналы  $U_{\text{вых1}}$  и  $U_{\text{вых2}}$  формируются узкополосными резонансными усилителями с низким уровнем шума, целесообразно при сохранении соотношения сигнал/шум уменьшить апертуру входного зрачка объектива (например, до величины  $D_{\text{св}} = 8$  мм) для уменьшения габаритов всего ДГ.

## 2. Расчет выходного сигнала датчика горизонта

Примем, что в исходном состоянии центр сканирования  $\theta_0$  направлен на середину ИК-горизонта Земли, задаваемого в соответствии с моделью А, показанной на рис. 4, углом  $\Phi_0$  твердого горизонта и углом  $\Phi_1$  края атмосферы с угловым размером  $d\Phi$ . Сканирование полем зрения размером  $2\gamma$  осуществляется по гармоническому закону в пределах  $\pm\theta_m$ , где угол  $\theta_m = 6^\circ$ . Текущий угол сканирования  $\theta_v = \theta_m \cdot \sin(\omega t)$ . Круговая частота сканирования  $\omega = 2\pi/T_{\text{ск}}$ , где  $T_{\text{ск}}$  – период сканирования. Производится интегрирование в пределах поля зрения, причем угол  $\theta_j$  определяется положением центра поля  $\theta_v$  и углом  $\gamma_j$  в пределах поля. Функция чувствительности участка поля зрения шириной  $d\gamma$  определяется по формуле:

$$\Gamma_j = 2d\gamma\sqrt{(\gamma^2 - \gamma_j^2)} / \pi\gamma^2.$$

Определяется положение текущего угла визирования  $\Phi_{vj}$  относительно местной вертикали с учетом угла  $\beta$  отклонения центра сканирования  $\theta_0$  от горизонта:

$$\Phi_{vj} = \Phi_0 + \beta + \theta_v + \gamma_j.$$

Тогда, в зависимости от угла  $\Phi_{vj}$ , сигнал на площадке приемника  $U$  определяется по модели А (рис. 4).

При  $\Phi_{vj} > \Phi_1$  величина  $U = 0$ . При  $\Phi_{vj} < \Phi_1$  величина  $U = (1/d\Phi) \cdot (\Phi_1 - \Phi_{vj})$ . При  $\Phi_{vj} < \Phi_0$  величина  $U = 1$ .

Приращение сигнала от участка поля зрения  $d\gamma$  составляет  $dU = U\Gamma_j$ , и общий сигнал от всего поля зрения равен:

$$(U_{\text{вых}})_v = \int_{\gamma} dU.$$

В электронной схеме ДГ выделяются сигналы, величина которых рассчитывается по формуле Фурье:

$$U_{\text{вых1}} = 2 / T_{\text{ск}} \int_0^{T_{\text{ск}}} U_{\text{вых}} \sin(\omega t) dt,$$

$$U_{\text{вых2}} = 2 / T_{\text{ск}} \int_0^{T_{\text{ск}}} U_{\text{вых}} \cos(2\omega t) dt.$$

В качестве выходного сигнала ДГ используется сигнал:  $(U_{\text{вых}})_{\text{ДГ}} = U_{\text{вых2}} / U_{\text{вых1}}$ .

При этом величина сигнала  $U_{\text{вых1}}$  и крутизна сигнала  $U_{\text{вых2}}$  пропорциональны яркости ИК-излучения

в точке пересечения горизонта, поэтому выходной сигнал ДГ практически не зависит от яркости.

Выходная характеристика датчика имеет вид, показанный на рис. 5.

### 3. Прибор ориентации по Земле

Прибор ориентации по Земле (ПОЗ) может быть реализован с использованием нескольких ДГ, отслеживающих противоположащие точки ИК-горизонта, как показано на рис. 6.

Выходные сигналы от всех ДГ поступают на общий электронный блок, либо обрабатываются в бортовом компьютере (БК) космического аппарата (КА) (см. рис. 7), где вычисляются сигналы управления КА по каналам тангажа и крена.

Таким образом, выходной сигнал для определенного направления определяется по информации от двух противоположащих ДГ по формулам:

$$(U_{\text{вых}})_{\text{К}} = 0,5 ((U_{\text{вых}2} / U_{\text{вых}1})_{\text{ДГ1}} - (U_{\text{вых}2} / U_{\text{вых}1})_{\text{ДГ3}});$$

$$(U_{\text{вых}})_{\text{Г}} = 0,5 ((U_{\text{вых}2} / U_{\text{вых}1})_{\text{ДГ2}} - (U_{\text{вых}2} / U_{\text{вых}1})_{\text{ДГ4}}).$$

При этом угол отклонения  $\beta$  при расчете выходных сигналов по методике п. 2 для противоположных ДГ надо брать с разными знаками.

В режиме захвата Земли используются только сигналы НЗ, причем направление поворота оси КА при появлении сигнала НЗ от одной из головок определяется только номером этой головки.

### 4. Оценка погрешности прибора ориентации по Земле, состоящего из четырех датчиков горизонта

Оценку точности прибора производим по методике, приведенной в статье [2].

*Погрешность по модели Б* (когда перепад величины яркости с противоположных сторон горизонта максимален и равен 1:4). Расчет по программе п. 2 показал, что при этом сигналы  $U_{\text{вых}1}$  и  $U_{\text{вых}2}$  изменяются пропорционально величине яркости, а нормированный сигнал  $U_{\text{ДГ}}$  остается неизменным и погрешность  $\Delta\beta = 0$ .

*Погрешность из-за широтного хода яркости.* Используем наиболее крутую яркостную кривую для лета в южном полушарии при широте подспутниковой точки  $-45^\circ$  ю. ш. Для этих условий средняя яркость составляет  $6,5 \text{ мВт/см}^2 \cdot \text{ср}$ , а градиент излучения составляет  $1,2 \text{ мВт/см}^2 \cdot \text{ср} \cdot \text{град}$ . Величина погрешности рассчитывается по программе п. 2, при этом градиент для противоположащих ДГ берется с противоположным знаком.

Величина погрешности при этих условиях будет максимальна и составляет  $\Delta\beta_{\text{ш}} = 2'$ .

*Погрешность из-за погодных неоднородностей яркости.* Расчет производится по программе п. 2 для следующих условий:

– для одной стороны горизонта условия соответствуют модели А при средней яркости  $B_{\text{ср}} = 6 \text{ мВт/см}^2 \cdot \text{ср}$ ;

– для другой стороны при угле визирования  $\Phi = \Phi_0 - 0,17^\circ$  имеет место скачок яркости  $\sigma B = 1 \text{ мВт/см}^2 \cdot \text{ср}$ , что соответствует среднеквадратичному отклонению яркости по поверхности Земли с учетом осреднения полем зрения у горизонта.

При этом рассчитанная величина погрешности  $\Delta\beta_{\text{П}} = 6' (3\sigma)$ .

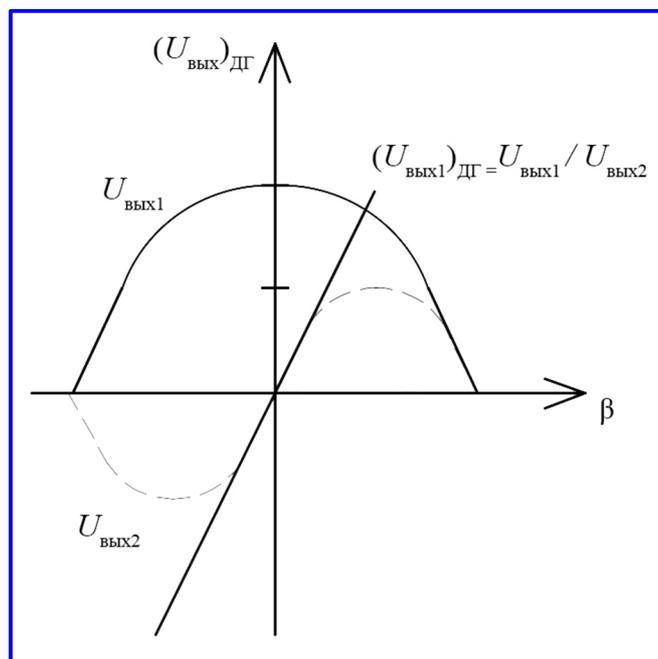


Рис. 5. Выходная характеристика датчика горизонта

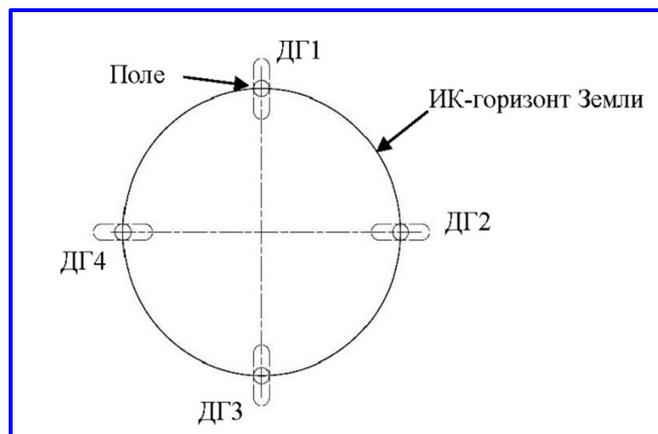


Рис. 6. Схема расположения полей сканирования для прибора ориентации по Земле, состоящего из четырех датчиков горизонта

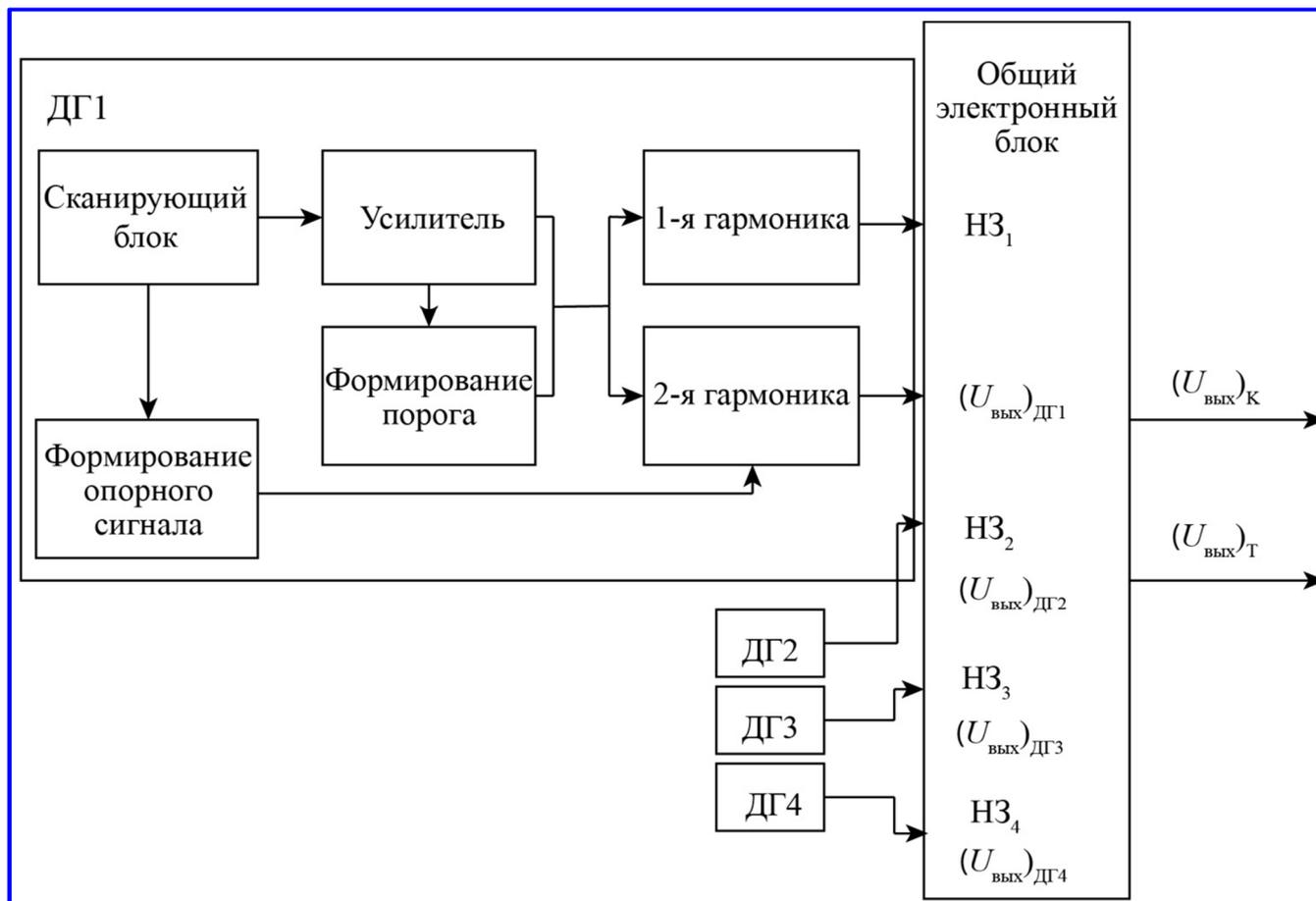


Рис. 7. Функциональная схема прибора ориентации по Земле

Погрешность из-за вариации высоты излучающей атмосферы. Расчет производился по программе п. 2 для следующих условий:

– для одной стороны горизонта условия соответствуют модели А при средней яркости и средней высоте атмосферы  $h = 40$  км;

– для другой стороны, также при средней яркости ИК-горизонта, высота атмосферы  $h = 30$  км, что на  $\sigma h = 10$  км ниже средней.

При этом рассчитанная величина погрешности  $\Delta\beta h = 4,8'$  ( $2\sigma$ ).

Максимальная методическая погрешность из-за всех рассмотренных факторов определяется по методу суперпозиции и составляет  $\Delta\beta_s = 8,2'$  ( $\sigma\beta = 2,7'$ ).

### 5. Помеховые сигналы

**Помеха от Солнца.** Для индикации попадания Солнца в поле обзора одного из ДГ может использоваться либо уровень сигнала  $U_{\text{вых}1}$  данного ДГ, либо статический солнечный датчик, поле зрения которого перекрывает его поле обзора. Тогда при засветке данного ДГ его выходной сигнал заменяется величиной, рассчитываемой по сигналам остальных ДГ.

Дополнительная погрешность из-за полной Луны. Соотношение величин сигналов от полной Луны и от Земли средней яркости определяется по формуле:

$$K_{\text{л}} = \frac{T_{\text{л}}^4 \varepsilon}{(T_3)_{\text{ср}}^4} \left( \frac{\Omega_{\text{л}}^2}{\Omega_{\text{п}}^2} \right),$$

где  $T_{\text{л}} = 400$  К – температура подсолнечной стороны Луны;  $(T_3)_{\text{ср}} = 250$  К – средняя радиационная температура Земли;  $\varepsilon = 0,5$  – коэффициент серости поверхности Луны;  $\Omega_{\text{л}} = 0,5^\circ$  – угловой размер Луны;  $\Omega_{\text{п}} = 3^\circ$  – угол поля зрения прибора.  $K_{\text{л}} = 0,182$ .

Расчет ошибки из-за полной Луны производится также по методике п. 2 при условиях:

– для одной стороны горизонта имела место Земля средней яркости;

– для другой стороны имела место Земля средней яркости и полная Луна на краю амплитуды сканирования.

При этом будет иметь место дополнительная погрешность величиной  $\Delta\beta_{\text{л}} = 30'$ .

## 6. Режим поиска

Режим поиска характеризуется тем, что перед его началом отсутствует или крайне ограничена информация о координатах ориентиров. В некоторых случаях может быть известно расчетное значение сигнала от ориентира, а также максимально возможное значение мощности помех.

В общем случае оптимизация поиска может рассматриваться исходя, по крайней мере, из двух подходов [3]. При первом подходе считают фиксированными некоторые параметры поиска (например, время поиска, мощности сигнала и др.) и с учетом этого формируют алгоритм поиска, который минимизирует цену ошибок (ложного обнаружения и пропуска цели). Такой подход соответствует задаче многоальтернативного обнаружения. При втором подходе цену ошибочных решений (вероятности ошибок) считают заданной и ищут алгоритм, минимизирующий поисковые усилия. В большинстве случаев оба подхода приводят к одной и той же структуре алгоритма, при различии их параметров. Для астроприборов традиционен второй подход, причем в качестве параметра поиска принимается время поиска.

Отсутствие априорной информации о координатах ориентиров в угловом поле или малая ее достоверность приводят к тому, что задача поиска решается путем поэлементного анализа углового поля (сканирования). Угловой размер элемента соответствует размеру сканирующего углового поля в оптоэлектронные приборы (ОЭП) со сканированием или размеру элемента матрицы в ОЭП с матричными приемниками. Для каждого элемента проводится анализ сигнала с учетом данных предыдущих измерений и принимается решение о наличии или отсутствии в нем полезного сигнала (решается задача обнаружения).

В бортовой системе управления ПОЗ часто используется на начальном этапе полета (до включения звездных датчиков, которые обеспечивают точную ориентацию в инерциальном пространстве, необходимую для выполнения большинства задач современных КА) для обеспечения захвата и предварительного наведения одной из осей КА на центр Земли с точностью, определяемой полем обзора звездных датчиков. Это предполагает умеренные требования к точности и ресурсу ПОЗ.

Операция поиска и захвата Земли выполняется по следующему алгоритму:

1. Вращение вокруг одной из осей КА (крена или тангажа) до появления сигнала НЗ от одного

из четырех ДГ. Поисковая скорость вращения составляет  $\approx 0,25^\circ/\text{с}$  для больших КА и  $\approx 2^\circ/\text{с}$  для малых КА.

2. После захвата ИК-горизонта одним из ДГ вращение прекращается и ось КА поворачивается в направлении задействованного датчика (скорость поворота  $0,1^\circ/\text{с}$  для больших и  $0,8^\circ/\text{с}$  для малых КА).

3. Процедура продолжается до появления НЗ от всех четырех ДГ. При этом направление поворота определяется только номером датчика.

4. При получении сигнала НЗ от всех четырех ДГ происходит переход в измерительный режим. Дальнейшее определение выходных сигналов тангажа и крена КА производится по информации от второй гармоники соответствующих ДГ, нормированной сигналом от первой гармоники того же ДГ (скорость слежения составляет  $0,01^\circ/\text{с}$ ).

Процесс работы прибора в режиме поиска начинается с того момента, когда один из ДГ передаст в БК сигнал НЗ. На рис. 8 это ДГ1, и перемещение КА для НЗ1 направлено в сторону (+К). Путем последовательных поворотов КА все ДГ должны передать в БК сигналы НЗ, после чего прибор начинает осуществлять работу в точном режиме.

Затрудняет использование прибора в режиме поиска то, что из-за малого поля обзора ДГ сигнал НЗ может выдаваться равным нулю, и когда поле обзора ДГ целиком направлено в космос, и когда оно целиком погружено в Землю.

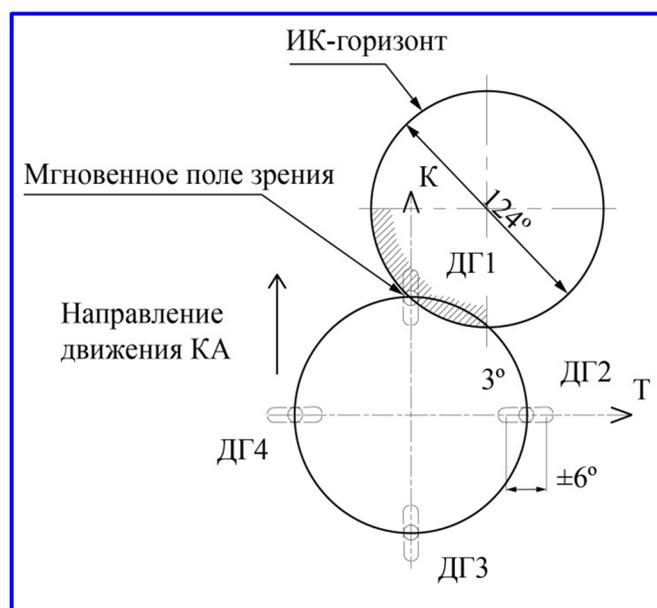


Рис. 8. Схема работы прибора ориентации по Земле в режиме поиска

### 7. Расчет механических параметров нутационного двигателя

Нутационный привод проектируется исходя из минимальных габаритов прибора. Использование узкополосных резонансных усилителей позволяет получить достаточно высокое соотношение сигнал/шум при световом диаметре объектива  $D_{св} = 8$  мм. С целью уменьшения габаритов электронной схемы частоту сканирования можно увеличить до  $f = 40$  Гц. Размах колебаний подвижной части прибора составит от  $\theta_m = \pm 3^\circ$  (для схемы с удвоением хода луча) до  $\theta_m = \pm 9^\circ$  (для схемы без удвоения). В связи с небольшим размахом колебаний целесообразно использовать крестообразную конструкцию подвеса, обеспечивающую минимальный сдвиг оси колебаний и максимальную жесткость в направлении, перпендикулярном сканированию [1]. В связи с тем, что практический опыт проектирования нутационного привода у авторов отсутствует, предполагается изготовить макет такого привода в масштабе 2:1 для подтверждения правильности принятой методики расчета его параметров.

Расчет производился по методике, изложенной в статье [4].

Для подвеса уголкового типа справедливо уравнение, связывающее момент инерции, геометрические и физические параметры подвеса:

$$h^3 = \frac{3lJw^2}{2Eb} \quad (1)$$

Здесь  $h$  – толщина пластин подвеса;  $l$  – длина пластин подвеса;  $b$  – ширина пластин подвеса;  $J$  – момент инерции подвижной части;  $w = 2\pi f$  – круговая частота колебаний;  $f$  – собственная частота колебаний подвеса;  $E$  – модуль упругости 1-го рода, равный для пружинной стали  $20 \cdot 10^{10}$  Н/м<sup>2</sup>.

Считая, что крестообразный подвес может быть составлен из двух уголкового подвесов с половинной длиной пластин, примем для него ту же зависимость.

Конструкция колеблющейся части подвеса схематически показана на рис. 9. Зеркало крепится к внутренним поверхностям колеблющихся втулок, на диаметральных концах которых укреплены пружинные пластины, вторые концы которых фиксированы к корпусу.

Задаваясь параметрами подвеса, из формулы (1) определим собственную частоту нутационных колебаний:

$$f = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{2h^3Eb}{3lJ}} \quad (2)$$

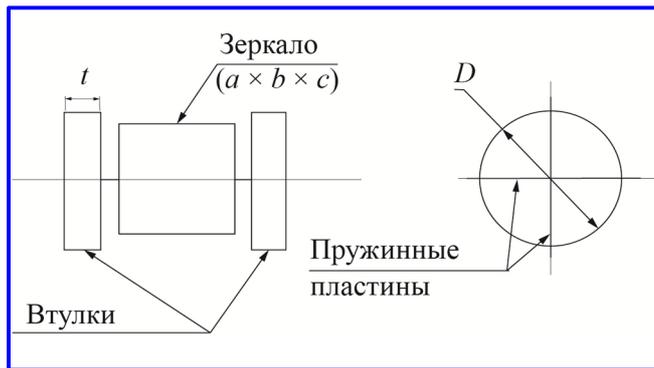


Рис. 9. Схематическое изображение колеблющейся части подвеса

Расчет собственной частоты колебаний произведем для двух вариантов:

1. Макетный вариант с параметрами:  $D = 60$  мм – средний диаметр втулок;  $t = 15$  мм – средняя толщина втулок;  $a = 32$  мм,  $b = 22$  мм,  $c = 2$  мм – параметры стального зеркала;  $l = 50$  мм,  $b = 10$  мм,  $h = 0,4$  мм – параметры пружинных пластин.

2. Рабочий вариант с параметрами:  $D = 20$  мм;  $t = 15$  мм;  $a = 15$  мм,  $b = 15$  мм,  $c = 4$  мм – параметры алюминиевого зеркала;  $l = 25$  мм,  $b = 5$  мм,  $h = 0,2$  мм.

*Расчет макетного варианта:*

Масса зеркала (из стали,  $d = 7,8$  г/см<sup>3</sup>):  $M_{з\text{ерк}} = 10,9$  г. Момент инерции втулки:  $J_{вт} = 0,5M_{вт}(D/2)^2 = 534,2$  г·см<sup>2</sup>. Момент инерции зеркала:  $J_{з\text{ерк}} = (M_{з\text{ерк}}/12)(a^2 + b^2) = 13,7$  г·см<sup>2</sup>. Суммарный момент инерции нагрузки:  $J_n = 2J_{вт} + J_{з\text{ерк}} = 1082$  г·см<sup>2</sup> =  $108,2 \cdot 10^{-6}$  кг·м<sup>2</sup>. Собственная частота колебаний будет равна из формулы (2):  $f_{\text{макет}} = 20,5$  Гц.

*Расчет рабочего варианта:*

Масса зеркала (из алюминия,  $d = 2,8$  г/см<sup>3</sup>):  $M_{з\text{ерк}} = 2,5$  г. Момент инерции втулки:  $J_{вт} = 0,5M_{вт}(D/2)^2 = 6,6$  г·см<sup>2</sup>. Момент инерции зеркала:  $J_{з\text{ерк}} = (M_{з\text{ерк}}/12)(a^2 + b^2) = 0,9$  г·см<sup>2</sup>. Суммарный момент инерции нагрузки:  $J_n = 2J_{вт} + J_{з\text{ерк}} = 14,1$  г·см<sup>2</sup> =  $1,41 \cdot 10^{-6}$  кг·м<sup>2</sup>. Собственная частота колебаний будет равна из формулы (2):  $f_{\text{раб}} = 62$  Гц.

Для обеспечения колебательного движения нагрузки требуется момент, прикладываемый к подвижной части привода синхронно с ее колебаниями. Синхронность обеспечивается наличием опорных напряжений с использованием, например, оптопары, излучение которой модулируется отверстием на подвижной части привода. Величина момента подкачки определяется по формуле [4]:

$$M = \theta_m 2\xi Jw^2, \quad (3)$$

где  $\theta_m = 9^\circ = 0,16$  рад – требуемая амплитуда колебаний привода;  $\xi = 0,01$  – коэффициент затухания колебаний

баний, определяемый добротностью конструкции привода;  $J$  – момент инерции подвижной части привода;  $w = 2\pi f$ , где  $f$  – резонансная частота колебаний.

Для конструкции макета:  $M = 57,2 \cdot 10^{-3}$  Н·м.

Для рабочего варианта конструкции:  $M = 0,7 \cdot 10^{-3}$  Н·м.

### Заключение

Полученные в результате расчетов параметры нутационного привода должны быть подтверждены макетированием.

Ожидаемые выходные характеристики прибора соответствуют требованиям системы ориентации современных КА и могут быть рекомендованы для ориентации КА относительно местной ИК-вертикали Земли.

Предлагаемые приборы имеют существенные преимущества по сравнению с используемыми ПОЗ:

– малый вес и габариты ( $\approx$  в 4 раза меньше, чем у приборов типа 8201);

– простота размещения на корпусе КА (поле обзора в  $\approx$  2 раза меньше радиальных сечений горизонта в приборе 8201);

– отсутствуют подшипники и двигатель, который является источником возможных отказов приборов 8201, снижая его реальную надежность и ресурс работы.

### Литература

1. Левин И. Я. Справочник конструктора точных приборов / И. Я. Левин. – Москва : Оборонгиз, 1962. – 727 с.
2. Оценка точности инфракрасных построителей местной вертикали по результатам летных испытаний / Ю. М. Гандлевский, Е. Н. Михайлов, Ю. С. Мосолова [и др.] // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2014. – Т. 141. – № 4. – С. 31 – 38.
3. Федосеев В. И., Колосов М. П. Оптико-электронные приборы ориентации и навигации космических аппаратов: учеб. пособие / В. И. Федосеев, М. П. Колосов. – Москва : Логос, 2007. – 247 с.
4. Разработка осциллятора малых угловых колебаний / М. М. Буслаева // Научно-технический вестник Санкт-Петербургского государственного университета информационных технологий, механики и оптики. – 2010. – № 1 (65). – С. 68 – 74.

Поступила в редакцию 20.12.2021

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

*Евгений Николаевич Михайлов, кандидат технических наук, главный конструктор оптико-электронных приборов ориентации, e-mail: emihajlov1946@gmail.com.*

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

*Т. (495) 366-33-92.*

*(АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).*

## NUTATION EARTH POINTING SENSOR

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

*The article presents the results of the new-type instruments development designed for pointing the spacecraft relative to the Earth's vertical. The experience of operation of type 8201 Earth pointing devices is showed that one of the factors that reduce the reliability of the device in space flight conditions is the contingency operation of its scanning engine in open space. The analysis of telemetric information is showed that the main reason for this is the use of low-quality lubricant in the bearings of the scanning engine that was also confirmed by ground tests in a thermal vacuum chamber. In order to increase the reliability and service life, the Optical Research and Production Center of VNIEM Corporation JSC is developing an Earth pointing device where the infrared horizon is scanned using an oscillatory drive that does not require the use of bearings and lubrication. A device of this type is a horizon sensor that is aimed at one point of the infrared horizon. Small mass and dimensions (no more than 0.2 kg) and a small view field scanning the horizon within the angles of  $\pm 6^\circ$ , simplifies the placement of such devices on the spacecraft.*

**Keywords:** spacecraft pointing systems, local vertical sensors, infrared horizon sensor, scan drive, oscillatory scanning systems.

### References

1. Levin I. Ia. Handbook of the designer of precision instruments. – Moscow : Oborongiz, 1962. – 727 p
2. Evaluation of infrared plotters accuracy of the local vertical according to the results of flight tests / Iu. M. Gandlevskii, E. N. Mikhailov, Iu. S. Mosolova, A. E. Rabovskii // Matters of Electromechanics. VNIEM Proceedings. – 2014. – Vol. 141. – No. 4. – P. 31 – 38.
3. Fedoseev V. I., Kolosov M. P. Optoelectronic devices for pointing and navigation of spacecrafts: Textbook. – Moscow : Logos, 2007. – 247 p.

4. Development of a small angular oscillation oscillator / M. M. Buslaeva // Scientific and Technical Bulletin of Saint Petersburg National Research University of Information Technologies, Mechanics and Optics, – 2010. – No. 1 (65). – P. 68 – 74.

*Aleksandr Viktorovich Melnikov, Leading engineer, e-mail: melnikov20082009@yandex.ru.*

*Evgenii Nikolaevich Mikhailov, Candidate of Technical Sciences (Ph. D.),  
Chief Designer of optoelectronic devices for pointing,  
e-mail: emihajlov1946@gmail.com.*

*Aleksandr Efimovich Rabovskii, Candidate of Technical Sciences (Ph. D.),  
Senior Researcher, e-mail: Raskiy@mail.ru.  
Tel. +7 (495) 366-33-92.  
(JC «VNIEM Corporation»).*