

РЕЖИМ ПОИСКА ДЛЯ ПРИБОРА ОРИЕНТАЦИИ ПО ЗЕМЛЕ, СОСТОЯЩЕГО ИЗ ЧЕТЫРЕХ ДАТЧИКОВ ГОРИЗОНТА

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

Рассмотрены условия работы, преимущества и недостатки прибора ориентации по Земле, осуществляющего сканирование горизонта при помощи датчиков горизонта с колебательным приводом. Рассмотрены случаи воздействия на работу устройства таких помеховых факторов как излучения Луны и Солнца и представлен способ борьбы с ними. Авторами предложен алгоритм, обеспечивающий поиск и надежный захват Земли для данной схемы прибора.

Ключевые слова: *определение ориентации космического аппарата, датчик местной вертикали, датчик инфракрасного горизонта, колебательный привод, оптико-механическое санирование.*

Введение

В статье [1] описан прибор ориентации на центр Земли (ПОЗ), состоящий из 4-х отдельных датчиков горизонта (ДГ).

Конструкция ДГ состоит из объектива с приемником излучения, нутационного привода сканирования со сканирующим зеркалом, а также электронной схемы. Данная схема усиливает сигналы на частоте сканирования (20 – 40 Гц), выделяет сигналы на частоте 1-й и 2-й гармоник от частоты сканирования и формирует выходной сигнал ДГ путем нормирования сигнала второй гармоники по величине первой. Выходной сигнал ДГ по величине и знаку определяет отклонение центра сканирования от направления на середину горизонта. Кроме того, каждый ДГ формирует сигнал «Наличие Земли» (НЗ) по уровню выделяемого сигнала 1-й гармоники. Дальнейшая обработка выходных сигналов 4-х ДГ для определения отклонения оси космического аппарата (КА) от местной вертикали может производиться в бортовой электронной вычислительной машине (ЭВМ) КА.

Такой ПОЗ обладает рядом преимуществ:

- работает в узкополосном резонансном режиме, поэтому высокое соотношение сигнал/шум обеспечивается при очень малых габаритах оптической системы, что позволяет получить малые габариты самих ДГ и всего ПОЗ;
- позволяет обеспечить достаточно высокую точность ориентации ($3\sigma \approx 6'$) на центр Земли без использования поправочных таблиц или сложных схем регулировки усиления для компенсации погрешности из-за вариаций яркости инфракрасного (ИК) горизонта;
- благодаря нормированию имеет высокостабильную выходную характеристику, не зависящую от вариаций параметров элементов схемы и яркости Земли, что позволяет сохранить высокую точность в достаточно широком диапазоне высот полета и углов отклонения;
- имеет более высокую надежность и ресурс работы по сравнению с используемыми в настоящее

время приборами секущего типа, благодаря применению для сканирования колебательного привода на основе торсионного подвеса, не требующего использования подшипников и смазки [2, 3];

– повышает надежность прибора за счет возможности дублирования еще 2 – 3-х ДГ (небольших по габаритам и массе и сравнительно легко размещаемых на КА благодаря малому полю обзора), отказ одного ДГ легко компенсируется подключением к ЭВМ КА информации одного из дублирующих датчиков.

Как отмечено в статье [1], недостатком описываемого прибора является то, что из-за малого поля обзора каждого ДГ сигнал НЗ может выдаваться им равным нулю и тогда, когда его поле обзора целиком направлено в космос или когда оно целиком погружено в Землю. Это затрудняет использование прибора в режиме поиска и захвата Земли, который является одним из самых существенных для использования приборов ориентации по Земле.

Если принять, что выдача сигнала НЗ датчиком горизонта происходит, когда его поле зрения пересекает ИК-горизонт, поиск и захват Земли данным прибором, состоящим из 4-х ДГ, может быть успешно осуществлен при выполнении следующих условий:

- сигнал НЗ не должен формироваться датчиками горизонта при попадании в их поле обзора Солнца или полной Луны;
- сигнал НЗ должен выдаваться датчиком горизонта при пересечении его полем зрения обзора ИК-горизонта Земли при минимальной его яркости и при произвольной ориентации траектории относительно линии горизонта (в том числе и вдоль горизонта).

Учет влияния сигналов от Луны и Солнца

Исходя из необходимости выдачи сигнала НЗ для случая, когда траектория сканирования направлена вдоль горизонта, определим амплитуду сканирования θ_{\max} . В этом случае сигналы на выходе приемника могут возникнуть только за счет неодно-

родностей яркости ИК-горизонта Земли. В статье [4] в результате анализа частотных характеристик выходных сигналов приборов ориентации, установленных на КА «Метеор-М» № 2 (№ 2-2), показано, что среднеквадратичный радиус корреляции вариаций яркости ИК-горизонта составляет $R_B = 700$ км. Исходя из этого, примем длину следа траектории на поверхности Земли равной двойному радиусу корреляции, т. е. $L = 2R_B = 1400$ км. Для определения амплитуды сканирования θ_{\max} обратимся к рис. 1.

Угол охвата траектории сканирования из центра Земли с радиусом R_3 составит: $\gamma = 2R_B/R_3$ (рад). Тогда для высоты полета $H = 800$ км ((угол визирования на край горизонта $\varphi = 63^\circ$) угол охвата траектории $\gamma = 0,22$ рад. Из рис. 1 следует: $\sin\theta_{\max} = \sin(\gamma/2)\text{tg}\varphi$. Амплитуда сканирования равна:

$$\theta_{\max} = \arcsin[\sin(\gamma/2)\text{tg}(\varphi)] = 12^\circ.$$

Рассмотрим указанные выше условия.

1. Для исключения формирования сигнала НЗ при попадании в поле обзора ДГ Солнца можно использовать статический солнечный датчик, поле обзора которого гарантированно перекрывает поле обзора самого ДГ. Тогда при попадании Солнца в поле обзора этого ДГ информация от него может быть отключена от бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ) и заменена на сигналы дублирующего ДГ.

2. Для исключения влияния Луны на результаты поиска выбираем пороговый уровень сигнала НЗ, исходя из условия несрабатывания по полной Луне. В статье [1] показано, что соотношение величин сигналов от полной Луны и от Земли средней яркости равно $K_L = 0,182$. Относительно минимальной яркости Земли сигнал от полной Луны составит

$$K_L = (U_{\text{Л}})_{\text{max}} / (U_3)_{\text{min}} = 0,182 (B_{3\text{min}} / B_{3\text{cp}}) = 0,44.$$

Рассмотрим, как влияет на относительную величину сигнала выделение 1-й гармоники при формировании сигнала НЗ. Если центр сканирования направлен на горизонт, сигнал от Земли занимает половину периода сканирования и, в соответствии с [1], сигнал 1-й гармоники равен

$$(U_{\text{вых1}})_{3\text{min}} = 2/T \int_0^T (U_3)_{\text{min}} \sin(\omega t) dt = \\ 1/\pi \int_0^\pi (U_3)_{\text{min}} \sin(\alpha) d\alpha = 2(U_3)_{\text{min}} / \pi = 0,64 (U_3)_{\text{min}}.$$

Максимальной вероятностью выдачи сигнала НЗ по Луне будет тогда, когда она однократно за цикл попадет на край траектории сканирования. Максимальная величина 1-й гармоники сигнала от Луны будет равна:

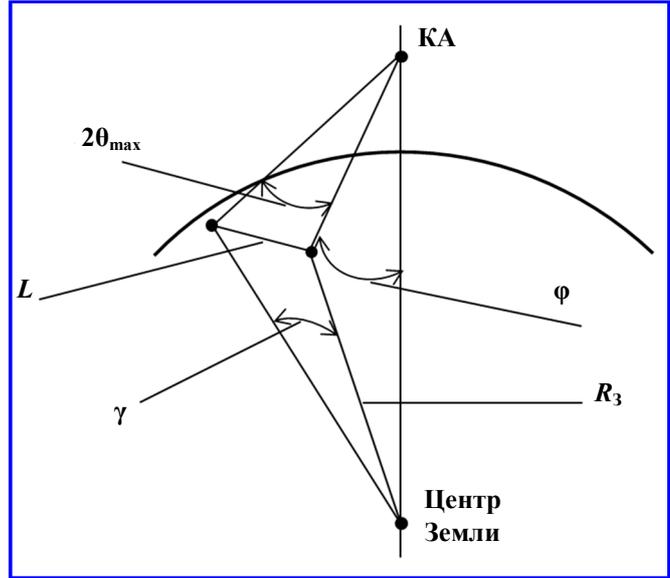


Рис. 1. К определению амплитуды сканирования датчиков горизонта

$$(U_{\text{вых1}})_{\text{Лmax}} = 2/T \int_0^{2\pi} (U_{\text{Л}})_{\text{max}} \sin(\omega t) dt = \\ = \frac{1}{\pi} \int_{\alpha_n}^{\alpha_k} (U_{\text{Л}})_{\text{max}} \sin(\alpha) d\alpha,$$

где $\alpha = \omega t$ – текущий круговой угол сканирования; α_n и α_k – углы начала и конца импульса от полной Луны при попадании в край траектории сканирования: $\alpha_n = \arcsin(1 - d_L/\theta_{\max}) = 73^\circ$; $\alpha_k = 180^\circ - \arcsin(1 - d_L/\theta_{\max}) = 107^\circ$, где $d_L = 0,5^\circ$ – угловой диаметр Луны, $\theta_{\max} = 12^\circ$ – амплитуда сканирования, $(U_{\text{вых1}})_{\text{Лmax}} = 0,163 (U_{\text{Л}})_{\text{max}}$.

Примем уровень срабатывания порогового сигнала $U_n = 3(U_{\text{вых1}})_{\text{Лmax}}$. При этом уровень срабатывания составляет 0,21 от $(U_{\text{вых1}})_{3\text{min}}$. Таким образом, при выбранном уровне U_n пороговый сигнал в три раза выше максимального сигнала от Луны и в пять раз ниже сигнала от Земли минимальной яркости, что обеспечивает надежную защиту от срабатывания по Луне.

3. Вернемся к рассмотрению условия срабатывания сигнала НЗ в случае, когда траектория сканирования направлена вдоль горизонта. В статье [5] показано, что средние вариации яркости поверхности Земли в широком спектре составляют с учетом осреднения у горизонта $\eta' = \sigma_B/B_{\text{cp}} \approx 0,15$. Отсюда среднеквадратичная вариация яркости у горизонта при средней яркости $B_{\text{cp}} = 6$ мВт/см²ср будет равна $\sigma_B = 0,9$ мВт/см²ср. При этом среднеквадратичский перепад энергетических яркостей с двух сторон траектории сканирования составит

$\sigma_{B1/2} = \sigma_B \sqrt{2(1 - r_B)}$, где r_B – коэффициент корреляции яркости по поверхности Земли. Если принять закон изменения яркости по поверхности Земли близким к экспоненте, то $r_B = \exp(-L/R_B)$, где $L = 2R_B$ (см. выше) и $r_B = 0,135$. Тогда $\sigma_{B1/2} = 1,2$ мВт/см²ср. Это составляет $\approx 0,48$ от минимальной яркости Земли, равной 2,5 мВт/см²ср.

Соотношение порогового сигнала и сигнала от перепада яркостей вдоль траектории сканирования равно:

$$(U_n / U_{B1/2}) = 2 \cdot 0,163 (U_{л})_{\max} / 0,64 \cdot 0,48 (U_3)_{\min} = 0,5.$$

Следовательно, сигнал $U_{B1/2} = 2U_n$. Вероятность срабатывания при таком соотношении порогового и рабочего сигналов близка к единице.

4. Рассмотрим возможность выдачи сигнала НЗ в случае, когда траектория сканирования полностью погружена в Землю. При высоте полета $H = 800$ км в случае, когда траектория сканирования направлена в надир, след ее на поверхности составляет $L = 2H \operatorname{tg}(\theta_{\max}) = 340$ км.

Выше показано, что среднеквадратический радиус корреляции вариаций яркости поверхности Земли в широком диапазоне спектра составляет ≈ 700 км. Таким образом, при сканировании по поверхности в пределах 340 км среднеквадратическое значение сигнала из-за неоднородностей яркости поверхности Земли (без осреднения у горизонта) составляет $1,2 U_n$, и срабатывание по таким неоднородностям происходит неуверенно.

В дальнейшем предполагаем, что сигнал НЗ уверенно выдается при пересечении траекторией сканирования ИК-горизонта Земли. Внутри диска Земли он может выдаваться или нет, и в алгоритме поиска это не должно учитываться.

Алгоритм поиска и захвата Земли

Алгоритм поиска может иметь следующую последовательность:

1) Выполняется вращение вокруг одной из осей КА (крена К или тангажа Т, см. рис. 2). Поисковая скорость вращения составляет $\approx 0,25$ °/с для больших КА и ≈ 2 °/с для малых КА. Вращение продолжается до появления сигнала НЗ от одного из 4-х датчиков горизонта (ДГ).

2) После выдачи сигнала НЗ одним из ДГ КА придается вращение в направлении задействованного ДГ со скоростью $\approx 0,1$ °/с для больших КА и $\approx 0,8$ °/с для малых. Направление вращения определяется только номером задействованного ДГ: от оси КА в сторону, куда направлена траектория

сканирования этого КА. Направления поворота для всех ДГ показаны стрелками на рис. 2.

3) Поворот в указанном направлении продолжается до появления сигнала НЗ от противоположного ДГ независимо от наличия или отсутствия сигнала НЗ от исходного ДГ.

4) При появлении сигнала НЗ от одного из ДГ, расположенных по перекрестной оси, вращение продолжается одновременно по двум направлениям, т. е. под углом 45°. Вращение прекращается при появлении сигнала от ДГ противоположного направления на той же оси.

5) При появлении сигналов НЗ от всех 4-х ДГ происходит переход в измерительный режим, и в дальнейшем выходные сигналы по тангажу и крену КА определяются по информации от 2-й гармоники соответствующих ДГ, нормированной сигналом от 1-й гармоники (как это описано в статье [1]). Скорость слежения составляет $\approx 0,01$ %/с.

6) Обратный переход из точного режима слежения в режим поиска происходит при пропадании сигнала НЗ от одного из ДГ.

Работа ПОЗ, состоящего из 4-х ДГ, в режиме поиска была математически промоделирована для произвольного начального положения центра Земли относительно оси КА по тангажу и крену. Время поиска для любых начальных условий не превышало 20 мин, что соответствует требуемому среднему времени для перехода в режим измерения.

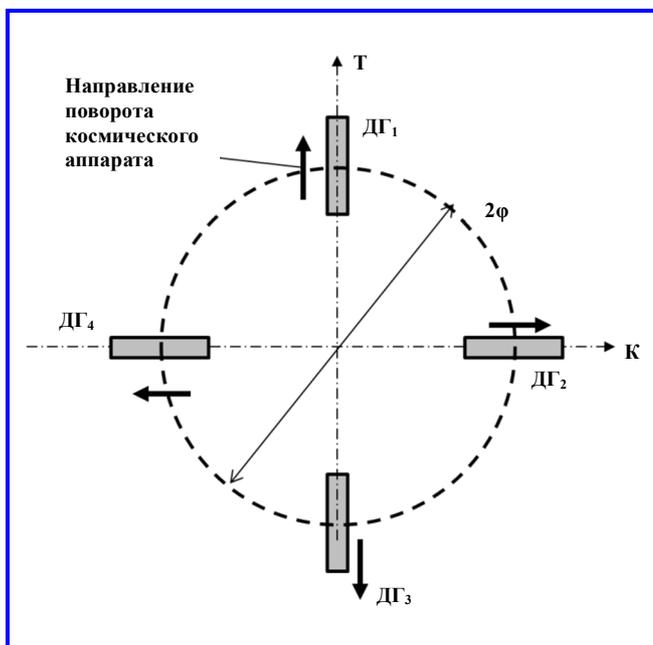


Рис. 2. Направления поворота космического аппарата при выдаче сигнала «Наличие Земли» одним из датчиков горизонта

Заключение

По результатам разработки построителя местной вертикали на основе использования 4-х датчиков горизонта с колебательным приводом, можно подытожить, что предлагаемая схема позволяет добиться характеристик ориентации КА необходимого уровня и при этом снизить массу, габариты устройства, повысить надежность и упростить размещение его на корпусе КА.

В дальнейшем коллективом авторов также будут рассматриваться и другие возможные конструктивные схемы построения прибора с применением колебательного двигателя с целью повышения надежности обеспечения ориентации.

Литература

1. Нутационный датчик ориентации по Земле / А. В. Мельников, Е. Н. Михайлов, А. Е. Рабовский // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2021. – Т. 185. – № 6. – С. 3 – 10.
2. 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.

3. Патент № 155920 Российская Федерация, МПК G01C 3/08, F16C 32/00. Оптико-электронный прибор ориентации по Земле : № 2015109816/28 : заявл. 20.03.2015 : опублик. 20.10.2015 / Зензинов Сергей Юрьевич, Шаталова Наталья Алексеевна, Румянцев Владислав Михайлович ; заявитель и патентообладатель Акционерное общество «Научно-производственное предприятие «Геофизика-Космос» (АО «НПП «Геофизика-Космос»). – Бюл. № 29. – 8 с.

4. Оценка пространственного распределения неоднородностей излучения и влияния несферичности поверхности Земли по результатам летных испытаний КА «Метеор-М» № 2-2 / Ю. М. Гандлевский, А. В. Мельников, Е. Н. Михайлов [и др.] // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – 2019. – Т. 173. – № 6. – С. 17 – 21.

5. Оценка точности ИК-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.

Поступила в редакцию 19.07.2022

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

Евгений Николаевич Михайлов, кандидат технических наук, главный конструктор, 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»).

SEARCH MODE FOR ATTITUDE DETERMINATION DEVICE WITH FOUR EARTH HORIZON SENSORS

A. V. Melnikov, E. N. Mikhailov, A. E. Rabovsky

Working conditions, advantages and possibilities of attitude determination device, horizon scanning coverage with horizon sensors based on oscillatory drive discussed in the article. Impact on the operation of interference devices such as the influence of the Moon and the Sun and ideas about the possibility of countering them was reviewed. The authors proposed an algorithm for searching and capturing the Earth for the considered device's scheme.

Key words: spacecraft attitude determination, local vertical sensor, Earth horizon sensor, oscillatory system, optical mechanical scanner.

References

1. Nutation Earth pointing sensor / A. V. Melnikov, E. N. Mikhailov, A. E. Rabovskii // Matters of Electromechanics. VNIEM Proceedings. – 2021. – V. 185. – No. 6. – Pp. 3 – 10.
2. Development of small angular fluctuations oscillator / M. M. Buslaeva // Scientific and technical journal of the Saint-Petersburg State University of Information Technologies, Mechanics and Optics. – 2010. – No. 1 (65). – Pp. 68 – 74.
3. Patent of the Russian Federation No. 155920, IPC G01C 3/08, F16C 32/00. Optoelectronic Earth pointing device : No. 2015109816/28 : appl. dated 20.03.2015 : published on 20.10.2015 / Zenzinov Sergey Yurevich, Shatalova Natalya Alekseevna, Rummyantsev Vladislav Mikhailovich ; applicant and patent holder: Joint Stock Company 'Scientific and Production Enterprise 'Geofizika-Cosmos' (JC 'SPE Geofizika-Cosmos'). – Bull. No. 29. – 8 p.

4. Assessment of spacial distribution of emission heterogeneity and impact of the Earth surface non-sphericity based on the results of ‘Meteor-M’ No. 2-2 SC flight tests / Iu. M. Gandlevskii, A. V. Melnikov, E. N. Mikhailov [et al.] // Matters of electromechanics. VNIIEM Proceedings. – 2019. – V. 173. – No. 6. – Pp. 17 – 21.

5. Assessment of infrared local vertical sensor based on flight test results / Iu. M. Gandlevskii, E. N. Mikhailov, Iu. S. Molosova [et al.] // Matters of Electromechanics. VNIIEM Proceedings. – 2014. – V. 141. – No. 4. – Pp. 31 – 38.

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

*Evgenii Nikolaevich Mikhailov, Candidate of Technical Sciences (Ph. D.), Chief Designer,
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 «VNIIEM Corporation»).*