

УДК 629.7.054

МЕТОД КОНТРОЛЯ УГЛОВОГО ПОЛОЖЕНИЯ ПРИБОРА ОПТИЧЕСКОГО АСТРОВИЗИРУЮЩЕГО УСТРОЙСТВА ОТНОСИТЕЛЬНО СИСТЕМ КООРДИНАТ ГИРОСТАБИЛИЗИРОВАННОЙ ПЛАТФОРМЫ

© 2014 М. С. Дегтярёв

ФГУП «Научно-производственное объединение автоматики
им. академика Н.А. Семихатова», г. Екатеринбург

Рассматривается метод определения и контроля углового отклонения фактического положения прибора оптического астровизирующего устройства (ПО АВУ) относительно его номинального положения на гиростабилизированной платформе (ГСП). Описывается конструкция трёхступенного гиростабилизатора (ТГС), позволяющая решить поставленную задачу, проводится анализ систем координат (СК). Представлен алгоритм определения углов фактического положения ПО АВУ на ГСП. Приведены результаты испытаний метода на реальных приборах ТГС.

ПО АВУ, ТГС, ГСП, система координат, система управления, зеркальный контрольный элемент, угловое положение.

Мировая практика показывает, что требования, предъявляемые к системам управления (СУ) ракетно-космической техники по повышению точности бортовых систем ориентации и навигации подвижных объектов, не реализуемы без коррекции навигационной информации, полученной в инерциальном режиме от других навигационных систем, основанных на различных физических принципах и соответствующих технических средствах. Одним из способов уточнения углового положения и ориентации движущегося объекта с использованием навигационных звёзд (НЗ) является астрокоррекция.

Основу системы астрокоррекции составляют ПО АВУ, включающий ПЗС-матрицу в качестве измерительного элемента и устройство обмена, позволяющее осуществлять обмен информацией с бортовой цифровой вычислительной машиной (БЦВМ) по кодовой линии связи. ПО АВУ предназначен для ориентации ГСП по выбранным навигационным звёздам, которая осуществляется на отведённом для астрокоррекции участке движения объекта с целью компенсации погрешности начальной выставки ГСП и уточнения траектории движения объекта. ПО АВУ

устанавливается непосредственно на ГСП.

При решении задачи астрокоррекции необходимо учитывать ряд погрешностей, которые могут ухудшить её точность [1]:

- погрешность ПО АВУ, вызванная нестабильностью его характеристик с течением времени;
- погрешность углового отклонения фактического положения ПО АВУ относительно его номинального положения на ГСП;
- погрешность СУ, обусловленная погрешностью вычисления углов ориентации объекта.

В настоящее время задача определения и контроля точности угловой выставки осей ПО АВУ относительно СК ГСП решается при проведении автономных испытаний ТГС на предприятии-изготовителе на специально оборудованных стендах с использованием имитаторов навигационных звёзд (ИНЗ). При этом предельная погрешность определения положения ПО АВУ относительно его фактического положения на ГСП не более 10...20 у.е. Реализация представленного метода требует соответствующего технологического оборудования, позволяющего

осуществить выставку ИНЗ относительно посадочных мест ТГС с высокой точностью. Помимо этого требуется проведение многократных измерений ПО АБУ координат ИНЗ и обработки информации для получения оценки параметров привязки.

Рассмотрим конструкцию ТГС, имеющего в своем составе оптический зеркальный контрольный элемент (КЭ), размещённый на внешней оси карданового подвеса, и ПО АБУ с встроенным источником излучения, позволяющего реализовать автоколлимационный режим работы ПО АБУ по зеркальной поверхности КЭ. Представленная конструкция ТГС позволяет разворотами ГСП вокруг осей карданового подвеса выставить ПО АБУ в заданное положение, обеспечивающее автоколлимационный режим работы ПО АБУ, дающий возможность определить положение нормали к зеркальной поверхности КЭ в угловом поле ПО АБУ. Учитывая информацию об углах отклонения нормали зеркальной грани КЭ относительно внешней оси карданового подвеса (A_{KE}, h_{KE}), определённых на предприятии-изготовителе ТГС, на основе согласования СК ПО АБУ, СК КЭ и СК ГСП можно решить задачу начального определения фактического углового положения ПО АБУ относительно ГСП и контроля этого положения в процессе эксплуатации.

Используемые СК:

1. $O\varphi\psi v$ - система координат, связанная с осями карданного подвеса ГСП:

- $O\varphi$ - ось, связанная с внутренней рамкой карданного подвеса;

- $O\psi$ - ось, связанная с промежуточной рамкой карданного подвеса;

- Ov - ось, связанная с внешней рамкой карданного подвеса.

2. $Ox_p Y_p Z_p$ - система координат связанная с ГСП:

- OY_p - ось, совпадающая с осью $O\varphi$ карданного подвеса ГСП и направленная так, что измерительные оси (ИО) $MA\alpha, \beta, \gamma$ имеют на неё положительные проекции;

- Ox_p - ось, совпадающая с проекцией ИО $MA\gamma$ на плоскость, перпендикулярную оси OY_p , и противоположная ей по направлению;

- OZ_p - ось, дополняющая СК до правой ортогональной.

3. $Ox_o Y_o Z_o$ - система координат опорно-азимутальная:

- OZ_o - ось, совпадающая с осью v карданного подвеса и направленная в сторону КЭ;

- OY_o - ось, перпендикулярная осям v и ψ карданного подвеса и при нулевом показании ДК ψ совпадающая по направлению с осью OY_p ;

- Ox_o - ось, дополняющая СК до правой ортогональной.

4. $Ox_{KE} Y_{KE} Z_{KE}$ - система координат, связанная с КЭ:

- OZ_{KE} - ось, совпадающая с направлением нормали к КЭ;

- OY_{KE} - ось, ортогональная оси OZ_{KE} , лежащая в плоскости, содержащей ось OZ_{KE} , параллельно оси OY_p ;

- Ox_{KE} - ось, дополняющая СК до правой ортогональной.

5. $Ox_{PO} Y_{PO} Z_{PO}$ - система координат, связанная с ПО АБУ:

- OZ_{PO} - ось, перпендикулярная посадочной плоскости ПО АБУ и направленная на визирный объект;

- OY_{PO} - ось, лежащая в посадочной плоскости ПО АБУ, проходящая через ось посадочного цилиндра и ось симметрии паза под установочный штифт и направленная от оси посадочного цилиндра к пазу под установочный штифт;

- Ox_{PO} - ось, дополняющая СК ПО АБУ до правой прямоугольной СК.

6. $Ox_{PZS} Y_{PZS} Z_{PZS}$ - система координат, связанная с ПЗС-матрицей ПО АБУ:

- OY_{PZS} - ось лежит в плоскости $Ox_{PO} Y_{PO}$ и направлена параллельно оси OY_{PO} ;

- OX_{PZS} - ось лежит в плоскости $OX_{PO}Y_{PO}$ и направлена параллельно оси OX_{PO} ;

- OZ_{PZS} - ось направлена перпендикулярно плоскости ПЗС-матрицы и направлена параллельно оси OZ_{PO} .

Перейдём к преобразованию СК для определения фактического углового положения ПО АБУ относительно его номинального положения на ГСП. Определим матрицу фактического углового по-

ложения ПО АБУ из равенства матриц направляющих косинусов, составленных для СК КЭ, определённых двумя способами:

1) Представим матрицу перехода от СК КЭ в СК ГСП в виде:

$$C_{KE}^{GSP} = C_{PZS} \cdot C_{FAK} \cdot C_{NOM} \quad (1)$$

Здесь C_{NOM} - матрица номинального положения выставки ПО АБУ на ГСП:

$$C_{NOM} = \begin{pmatrix} \sin(A) & 0 & -\cos(A) \\ 0 & 1 & 1 \\ \cos(A) & 0 & \sin(A) \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(h) & -\sin(h) \\ 0 & \sin(h) & \cos(h) \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \cos(\beta) & \sin(\beta) & 0 \\ -\sin(\beta) & \cos(\beta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix},$$

где A, h, β - углы выставки ПО АБУ в номинальное положение на ГСП;

C_{PZS} - матрица, обеспечивающая разворот оси визирования в центр рабочей зоны ПЗС-матрицы:

$$C_{PZS} = \begin{pmatrix} \cos(\phi_{PZS}) & 0 & \sin(\phi_{PZS}) \\ \sin(\phi_{PZS}) \cdot \sin(\psi_{PZS}) & \cos(\psi_{PZS}) & -\cos(\phi_{PZS}) \cdot \sin(\psi_{PZS}) \\ -\sin(\phi_{PZS}) \cdot \cos(\psi_{PZS}) & \sin(\psi_{PZS}) & \cos(\phi_{PZS}) \cdot \cos(\psi_{PZS}) \end{pmatrix},$$

где ϕ_{PZS}, ψ_{PZS} - углы разворота оси OZ_{PO} в плоскостях $OX_{PO}Z_{PO}$ и $OY_{PO}Z_{PO}$ относительно нормали к КЭ, при которых автоколлимационное изображение от КЭ попадает в центр рабочей зоны ПЗС-матрицы.

Тогда на основе равенства (1) матрица обратного перехода от СК ГСП в СК КЭ будет иметь вид:

$$C_{GSP}^{KE} = C_{NOM}^T \cdot C_{FAK}^T \cdot C_{PZS}^T \quad (2)$$

2) Представим матрицу перехода от СК КЭ в СК ГСП в виде:

$$C_{KE}^{GSP} = C_{KE} \cdot C_{TGS}^T \quad (3)$$

Здесь C_{KE} - матрица перехода от СК КЭ к опорно-азимутальной СК:

$$C_{KE} = \begin{pmatrix} \cos(A_{KE}) & 0 & \sin(A_{KE}) \\ \sin(A_{KE}) \cdot \sin(h_{KE}) & \cos(h_{KE}) & -\cos(A_{KE}) \cdot \sin(h_{KE}) \\ -\sin(A_{KE}) \cdot \cos(h_{KE}) & \sin(h_{KE}) & \cos(A_{KE}) \cdot \cos(h_{KE}) \end{pmatrix},$$

где A_{KE}, h_{KE} - углы отклонения нормали к КЭ относительно оси внешней рамки карданового подвеса в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. Значения A_{KE}, h_{KE} являются паспортными параметрами и обуславливаются конструктивным

исполнением ТГС; C_{TGS} - матрица перехода от СК ГСП к опорно-азимутальной СК, связанной с внешней осью карданового подвеса:

$$C_{TGS} = C\phi \cdot C\Delta\rho\psi \cdot C\psi \cdot C\Delta\rho\theta \cdot C\theta,$$

$$C_{\Delta\rho\theta} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & \Delta\rho\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\Delta\rho\theta & 0 & 1 \end{pmatrix},$$

$$C_{\Delta\rho\psi} = \begin{pmatrix} 1 & -\Delta\rho\psi & 0 \\ \Delta\rho\psi & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix},$$

где $C_{\Delta\rho\psi}$ – матрица дополнительного поворота, определяемая неперпендикулярностью расточки промежуточной рамы под опоры карданного подвеса; $C_{\Delta\rho\theta}$ – матрица дополнительного поворота, определяемая неперпендикулярностью расточки наружной рамки под опоры карданного подвеса; C_φ , C_ψ , C_θ – матрицы поворотов, рассчитанные по показаниям ДК.

$$C_\varphi = \begin{pmatrix} \cos(\varphi) & 0 & \sin(\varphi) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\varphi) & 0 & \cos(\varphi) \end{pmatrix},$$

$$C_\psi = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\psi) & -\sin(\psi) \\ 0 & \sin(\psi) & \cos(\psi) \end{pmatrix},$$

$$C_\theta = \begin{pmatrix} \cos(\theta) & -\sin(\theta) & 0 \\ \sin(\theta) & \cos(\theta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

Тогда на основе равенства (3) матрица обратного перехода от СК ГСП в СК КЭ будет иметь вид:

$$C_{GSP}^{KE} = C_{TGS} \cdot C_{KE}^T. \quad (4)$$

Приравняв равенства (2) и (4), можно определить матрицу фактического положения ПО АВУ относительно номинального положения на ГСП:

$$C_{TGS} \cdot C_{KE}^T = C_{NOM}^T \cdot C_{FAK}^T \cdot C_{PZS}^T. \quad (5)$$

Выделив из уравнения (5) матрицу фактического положения ПО АВУ, получаем:

$$C_{FAK} = C_{PZS}^T \cdot C_{KE}^T \cdot C_{TGS}^T \cdot C_{NOM}^T. \quad (6)$$

Матрицу (6) в общем виде можно представить следующим образом:

$$C_{FAK} = \begin{pmatrix} 1 & \sin(\Delta\beta) & -\sin(\Delta\alpha) \\ -\sin(\Delta\beta) & 1 & \sin(\Delta\gamma) \\ \sin(\Delta\alpha) & -\sin(\Delta\gamma) & 1 \end{pmatrix},$$

где $\Delta\alpha, \Delta\beta, \Delta\gamma$ – углы фактического положения ПО АВУ.

Тогда выражения для определения углов $\Delta\alpha, \Delta\beta, \Delta\gamma$ можно представить в виде:

$$\Delta\alpha = \arctg\left(\frac{C_{FAK}^{13}}{C_{FAK}^{33}}\right);$$

$$\Delta\gamma = \arcsin(C_{FAK}^{23}).$$

Определение и контроль угла $\Delta\beta$ в данной задаче не решается.

Результаты испытаний

Задача определения и контроля углового отклонения фактического положения ПО АВУ относительно его номинального положения на ГСП была отработана и многократно проверена при работе с реальными приборами ТГС. При этом алгоритм решения данной задачи предполагал определение фактического углового положения ПО АВУ в одном запуске на трёх участках, длительностью по 25 с каждый с циклом 1 с.

Результаты обработки пусков показали, что стабильность определения параметров углового отклонения фактического положения ПО АВУ относительно его номинального положения на ГСП составила:

- в одном запуске:

$$\sigma_{\alpha 1} = 0,82 \text{ у.е.} \quad \sigma_{\gamma 1} = 0,314 \text{ у.е.}$$

$$\sigma_{\alpha 2} = 1,3 \text{ у.е.} \quad \sigma_{\gamma 2} = 1,1 \text{ у.е.}$$

- от запуска к запуску:

$$\sigma_{\alpha 1} = 1,59 \text{ у.е.} \quad \sigma_{\gamma 1} = 1,9 \text{ у.е.}$$

$$\sigma_{\alpha 2} = 1,9 \text{ у.е.} \quad \sigma_{\gamma 2} = 1,7 \text{ у.е.}$$

Выводы

Представлен метод контроля отклонения фактического углового положения ПО АВУ относительно его номинального положения на ГСП. Данный метод отличается полная автономность, т.е. для привязки не требуется внешних источников излучения типа имитаторов НЗ, высокоточных углоизмерительных приборов (теодолиты и автоколлиматоры) и проведения измерений с участием оператора.

Необходимо отметить применение этого метода не только для определения начальной ориентации ПО АВУ относительно ГСП, но и для проведения контроля фактического углового положения ПО АВУ относительно номинального положения на ГСП в процессе эксплуатации изделия. Данный метод можно применить для изделий с астроинерциальными бортовыми СУ, конструкции ТГС которых соответствует описанной в данной статье.

Библиографический список

1. Илюхин И.М., Дикарев В.Н. Оптико-электронные приборы угловой ориентации космических летательных аппаратов. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999. 44 с.

Информация об авторе

Дегтярев Михаил Сергеевич, начальник группы, ФГУП «НПО Автоматики им. академика Н. А. Семихатова», г.Екатеринбург.

E-mail: degtermisha@mail.ru. Область научных интересов: гироскопические приборы, системы управления летательных аппаратов.

METHOD OF CONTROLLING THE ANGULAR POSITION OF IO ASD RELATIVE TO THE SYSTEM OF COORDINATES OF A GYROSTABILIZED PLATFORM

© 2014 M. S. Degtyarev

Federal State Unitary Enterprise “Scientific & Production Association of Automatics named after Academician N.A. Semikhatov”, Yekaterinburg, Russian Federation

The paper deals with a method of determining and checking the angular deviation of the actual position of the optical astro-sighting device instrument (IO ASD) relative to its reference target position on a gyrostabilized platform (GSP). The structure of a three-degree-of-freedom gyrostabilizer (TGS) that makes it possible to solve the assigned problem is described. An algorithm of determining the angles of the actual position of the IO ASD on a GSP is presented. The results of verifying the method using the actual devices of the TGS are given.

IO ASD, TGS, GSP, coordinate system, control system, mirror control element, angular position.

References

1. Ilyukhin I.M., Dikarev V.N. Optiko-elektronnyye pribory uglovoy orientatsii kosmicheskikh letatel'nykh apparatov [Optical electric equipment of space vehicle angular attitude]. Moscow: Bauman Moscow State University Publ., 1999. 44 p.

About the author

Degtyarev Mikhail Sergeevich, Head of Unit, Federal State Unitary Enterprise “Scientific & Production Association of Automatics named after Academician

N.A. Semikhatov”, Yekaterinburg. E-mail: degtermisha@mail.ru. Area of research: gyroscopic devices, control systems of aircraft.