

МЕТОД КОНТРОЛЯ УГЛОВОГО ОТКЛОНЕНИЯ ФАКТИЧЕСКОГО ПОЛОЖЕНИЯ ПО АВУ ОТНОСИТЕЛЬНО ЕГО НОМИНАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ НА ГСП. РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ

М.С. Дегтярёв

*Уральский федеральный университет им. первого Президента России Б.Н. Ельцина;
ОАО «НПО 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 гиостабилизированной платформе (ГСП). Описывается математическая имитационная модель, позволяющая обрабатывать результаты испытаний приборов ТГС. Приводятся результаты моделирования имитационной модели для входных параметров реальных приборов ТГС. Представлена оценка адекватности результатов имитационной модели результатам полученных при испытаниях реальных приборов ТГС.

Ключевые слова: ПО АВУ, ТГС, ГСП, система координат, система управления, контрольный элемент, угловое положение, математическая имитационная модель.

Введение

Развитие ракетной техники и других космических летательных аппаратов (ЛА) в настоящее время выдвигает высокие требования к точности определения их угловой ориентации для выполнения поставленных задач. В тоже время автономные (инерциальные) навигационные системы определения пространственной ориентации ЛА имеют ряд погрешностей, которые носят нарастающий со временем характер [1].

Выполнение требований, предъявляемых в настоящее время к системам управления ЛА, не реализуемо без коррекции навигационной информации инерциальных систем объекта от других навигационных систем, основанных на других физических принципах, точность которых не зависит от продолжительности их работы [2]. Одним из методов уточнения угловой ориентации движущегося объекта, основанным на использовании информации бортовых оптических приборов о положении выбранных навигационных звезд (НЗ), является астрокоррекция. Для реализации задачи астрокоррекции на ГСП ТГС устанавливают ПО АВУ, основной функцией которого является визирование НЗ, причем СК ПО АВУ должна быть точно «привязана» к СК ГСП. Однако в процессе длительной эксплуатации изделия СК ГСП и СК ПО АВУ рассогласуются, что в значительной степени влияет на точность решения задачи астрокоррекции. Вследствие чего актуальной становится задача определения и контроля фактического углового положения ПО АВУ на ГСП в процессе эксплуатации. Предложенный метод позволяет с точностью $\approx 1-2$ угл. с (σ – среднеквадратичное отклонение СКО) решить поставленную задачу в процессе эксплуатации подвижного объекта, что подтверждается представленными в статье расчетами.

Объектом исследования является ТГС, имеющей в своем составе ПО АВУ, установленный на ГСП и оптический зеркальный контрольный элемент, размещенный на внешней оси карданова подвеса. ПО АВУ имеет в своем составе встроенный источник излучения, позволяющий реализовать автоколлимационный режим работы ПО АВУ по внутренней зеркальной поверхности КЭ.

1. Постановка задачи исследования

Целью исследования является разработка математической имитационной модели, позволяющей моделировать результаты испытаний проводимых на приборах ТГС, размещаемых на подвижных объектах. Разработанная имитационная модель позволяет задавать на вход различную измерительную информацию реальных приборов ТГС, а на выходе оценивать рассчитанные углы фактического положения ПО АВУ относительно его номинального положения на ГСП. По ре-

результатам моделирования сделаем вывод адекватности результатов математической модели результатам, полученным при испытаниях реальных приборов.

Представленная математическая имитационная модель разработана в развитие аналитических выражений и преобразований СК, подробно изложенных в статье [3]. Представленные математические расчеты реализованы в программном обеспечении Mathcad 15.

2. Реализация задачи исследования

2.1. Анализ систем координат

$O\varphi\psi\theta$ – система координат, связанная с осями карданова подвеса ГСП, где $O\varphi$, $O\psi$, $O\theta$ – оси, связанные соответственно с внутренней, промежуточной и внешней рамами карданова подвеса.

$OX_P Y_P Z_P$ – система координат, связанная с ГСП, где OY_P – ось, совпадающая с осью $O\varphi$ карданова подвеса ГСП и направленная так, что измерительные оси МА α, β, γ имеют на неё положительные проекции;

OX_P – ось, совпадающая с проекцией измерительной оси МА γ на плоскость, перпендикулярную оси OY_P , и противоположная ей по направлению;

OZ_P – ось, дополняющая систему координат до правой ортогональной;

$OX_{KE} Y_{KE} Z_{KE}$ – система координат, связанная с КЭ, где 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 систему координат до правой ортогональной.

$OX_{PO} Y_{PO} Z_{PO}$ – система координат, связанная с ПО АБУ, где 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 ортогональной системы координат.

$OX_{PZS} Y_{PZS} Z_{PZS}$ – система координат, связанная с ПЗС-матрицей ПО АБУ, где OY_{PZS} – ось, лежащая в плоскости $OX_{PO} Y_{PO}$ и направленная параллельно оси OY_{PO} ;

OX_{PZS} – ось, лежащая в плоскости $OX_{PO} Y_{PO}$ и направленная параллельно оси OX_{PO} ;

OZ_{PZS} – ось, направленная перпендикулярно ПЗС-матрицы и параллельно оси OZ_{PO} .

2.2. Входная информация математической имитационной модели

Паспортные параметры, определяемые на заводе-изготовителе изделия и обусловленные конструктивными особенностями ТГС с ПО АБУ:

$$\beta = -98,658444956 \cdot \frac{\pi}{180}, \quad A = -67,121340986 \cdot \frac{\pi}{180}, \quad h = 34,999999925 \cdot \frac{\pi}{180}, \quad (1)$$

где A, β, h – углы выставки СК ПО АБУ относительно СК ГСП.

$$\Delta A_{ke} = 0,0027779283846 \cdot \frac{\pi}{180}, \quad \Delta h_{ke} = -0,0044447202526 \cdot \frac{\pi}{180}, \quad (2)$$

где $\Delta A_{ke}, \Delta h_{ke}$ – углы отклонения нормали к внешней грани КЭ относительно внешней оси карданова подвеса в двух взаимоперпендикулярных плоскостях.

$$\Delta \rho_{\psi} = 0,0005, \quad \Delta \rho_{\theta} = -0,0005, \quad (3)$$

где $\Delta \rho_{\psi}, \Delta \rho_{\theta}$ – значения погрешностей от «нелинейности» карданова подвеса.

$a = 263, b = 260$, где a, b – координаты центрального элемента светочувствительной площадки ПЗС-матрицы ПО АБУ.

$\sin C = 0,000463, \cos C = 1$, где $\sin C, \cos C$ – синус и косинус угла разворота СК ПЗС-матрицы вокруг оси визирования.

$f = 4544,16$, $\Delta f = 0,4$, где $f, \Delta f$ – эквивалентное фокусное расстояние и изменение фокусного расстояния ПО АВУ соответственно.

$a_2 = 389,2$, $a_3 = -3140$, где a_2, a_3 – коэффициенты полинома по угловому полю ПО АВУ.

$\alpha_0 = -0,00219443 \cdot \frac{\pi}{180}$, $\gamma_0 = 0,00241215 \cdot \frac{\pi}{180}$, где α_0, γ_0 – угловые координаты визирной линии ПО АВУ в приборной системе координат.

$\Delta\alpha_0 = -0,009167 \cdot \frac{\pi}{180}$, $\Delta\gamma_0 = 0,033056 \cdot \frac{\pi}{180}$, где $\Delta\alpha_0, \Delta\gamma_0$ – значение поправок угловых координат визирной линии ПО АВУ.

$\alpha_K = -0,05440234 \cdot \frac{\pi}{180}$, $h_K = -0,04767582 \cdot \frac{\pi}{180}$, где α_K, h_K – угловые координаты встроенного автоколлимационного канала коллиматора в приборной системе координат ПО АВУ.

$\varphi_0 = 157,121341 \cdot \frac{\pi}{180}$, $\psi_0 = -35,0 \cdot \frac{\pi}{180}$, где φ_0, ψ_0 – номинальные углы разворота оси OZ_{PO} в плоскостях $OX_{PO}Z_{PO}$ и $OY_{PO}Z_{PO}$.

Параметры, определенные по показаниям датчиков команд и информации ПО АВУ в процессе проведения испытаний реальных приборов ТГС.

$$\varphi_{dk}(i) = \begin{pmatrix} 157,0888 \\ 157,0936 \\ 157,0977 \\ 157,1018 \\ 157,1059 \\ 157,1100 \end{pmatrix} \cdot \frac{\pi}{180}, \quad \psi_{dk}(i) = \begin{pmatrix} -34,8167 \\ -34,8153 \\ -34,8126 \\ -34,8105 \\ -34,8085 \\ -34,8057 \end{pmatrix} \cdot \frac{\pi}{180}, \quad \theta_{dk}(i) = \begin{pmatrix} 0,016 \\ 0,0133 \\ 0,0105 \\ 0,0092 \\ 0,0064 \\ 0,0051 \end{pmatrix} \cdot \frac{\pi}{180}, \quad (4)$$

где $\varphi_{dk}(i), \psi_{dk}(i), \theta_{dk}(i)$ – значения углов определенные по информации с датчиков команд ТГС.

$$X(i) = \begin{pmatrix} 244,140625 \\ 243,84375 \\ 243,5625 \\ 243,28125 \\ 243 \\ 242,71875 \end{pmatrix}, \quad Y(i) = \begin{pmatrix} 263,734375 \\ 263,109375 \\ 262,484375 \\ 261,875 \\ 261,234375 \\ 260,640625 \end{pmatrix}, \quad (5)$$

где $X(i), Y(i)$ – координаты ПЗС-матрицы, сформированные автоколлимационным отраженным от КЭ изображением при развороте АВУ на ПЗС-матрицу.

2.3. Моделирование задачи определения углового отклонения фактического положения ПО АВУ относительно его номинального положения на ГСП

Определим матрицу номинального положения ПО АВУ на ГСП:

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

Вычислим матрицу номинального положения ПО АВУ на ГСП по параметрам (1):

$$C_{НОМ} = \begin{pmatrix} 0,35915472 & -0,80981644 & -0,46390217 \\ -0,87725958 & -0,12331831 & -0,4639054 \\ 0,31847059 & 0,57357644 & -0,75470958 \end{pmatrix}.$$

Определим матрицу, обеспечивающую разворот оси визирования ПО АВУ в центр рабочей зоны ПЗС-матрицы:

$$C_{PZS}(i) = \begin{pmatrix} \cos(\Delta\alpha_{KE}(i)) & \sin(\Delta\alpha_{KE}(i)) \cdot \sin(\Delta h_{KE}(i)) & -\cos(\Delta h_{KE}(i)) \cdot \sin(\Delta\alpha_{KE}(i)) \\ 0 & \cos(\Delta h_{KE}(i)) & \sin(\Delta h_{KE}(i)) \\ \sin(\Delta\alpha_{KE}(i)) & -\cos(\Delta\alpha_{KE}(i)) \cdot \sin(\Delta h_{KE}(i)) & \cos(\Delta\alpha_{KE}(i)) \cdot \cos(\Delta h_{KE}(i)) \end{pmatrix}.$$

Определим угловые координаты $\Delta\alpha_{KE}(i), \Delta h_{KE}(i)$.

Определим координаты центра изображения по следующим выражениям:

$$X_{CEN}(i) = (X(i) - a) \cdot \cos C - (Y(i) - b) \cdot \sin C,$$

$$Y_{CEN}(i) = (X(i) - a) \cdot \sin C + (Y(i) - b) \cdot \cos C.$$

Определим длину радиус-вектора приближенного центра изображения

$$R'(i) = \sqrt{(X_{CEN})^2 + (Y_{CEN})^2}.$$

Определим поправку к радиус-вектору $\Delta R'(i) = a_2 \cdot \left(\frac{R'(i)}{f + \Delta f}\right)^2 + a_3 \cdot \left(\frac{R'(i)}{f + \Delta f}\right)^3$.

Определим точное значение радиус-вектора $R(i) = R'(i) + \Delta R'(i)$.

Вычислить угловые координаты с учётом углового смещения визирной оси:

$$\alpha(i) = \begin{cases} \arctg\left(\frac{R(i) \cdot X_{CEN}}{(f + \Delta f) \cdot R'(i)}\right) + (\alpha_0 + \Delta\alpha_0) + \pi & \text{при } R'(i) \neq 0, \\ (\alpha_0 + \Delta\alpha_0) + \pi & \text{при } R'(i) = 0; \end{cases}$$

$$\gamma(i) = \begin{cases} \arctg\left(\frac{R(i) \cdot Y_{CEN}}{(f + \Delta f) \cdot R'(i)}\right) - (\gamma_0 + \Delta\gamma_0) & \text{при } R'(i) \neq 0, \\ -(\gamma_0 + \Delta\gamma_0) & \text{при } R'(i) = 0; \end{cases}$$

Вычислим значение «вертикального» угла между лучом и его проекцией на плоскость $Z_{PO}O_{PO}X_{PO}$: $h(i) = -\arctg(\tg(\gamma(i) \cdot \cos(\alpha(i))))$.

Вычислим угловые координаты $\Delta\alpha_{KE}(i), \Delta h_{KE}(i)$:

$$\Delta\alpha_{KE} = \begin{cases} \arctg\left(\frac{-h_K}{\cos(\alpha(i)) + \alpha_K \cdot \sin(\alpha(i))}\right) & \text{при } \sin(h(i)) = h_K, \\ \arctg\left(\frac{-B + \sqrt{D}}{2 \cdot A} - ((\psi(i) - \psi_0)) \cdot \cos(\beta) - \Delta h_{KE} \cdot \cos(\beta)\right) & \text{при } \sin(h(i)) \neq h_K; \end{cases}$$

$$\Delta h_{KE} = -\left(-\arctg\left(\frac{-\alpha_K - \cos(h(i)) \cdot \sin(\alpha(i))}{1 - \cos(h(i)) \cdot \cos(\alpha(i))}\right) + (\varphi(i) - \varphi_0) \cdot \cos \psi(i) \cdot \cos(\beta) - \Delta A_{KE} \cdot \cos \beta\right),$$

где $A = -(\sin(h(i)) - h_K)$, $B = -2(\cos(\alpha(i)) + \alpha_K \cdot \sin(\alpha(i)))$, $C = -h_K - \sin(h(i))$, $D = B^2 - 4 \cdot A \cdot C$.

Вычислим угловые координаты $\Delta\alpha_{KE}(i), \Delta h_{KE}(i)$:

$$\Delta\alpha_{KE}(i) = \begin{pmatrix} 0,40197 \\ 0,178198 \\ -0,033836 \\ -0,245379 \\ -0,46965 \\ -0,668961 \end{pmatrix} \text{ угл. мин.}, \quad \Delta h_{KE}(i) = \begin{pmatrix} -8,702223 \\ -8,850271 \\ -8,987215 \\ -9,124164 \\ -9,261122 \\ -9,398077 \end{pmatrix} \text{ угл. мин.}$$

Вычислим, для примера, 1-ю и 6-ю матрицы $C_{PZS}(i)$ по параметрам (5):

$$C_{PZS}(1) = \begin{pmatrix} 0,99999999 & 0 & 0,00011693 \\ -0,00000003 & 0,9999967 & 0,00256967 \\ -0,00011693 & -0,00256967 & 0,99999669 \end{pmatrix},$$

$$C_{PZS}(6) = \begin{pmatrix} 0,99999998 & 0 & -0,00019459 \\ 0,00000054 & 0,99999616 & 0,00277209 \\ 0,00019459 & -0,00277209 & 0,99999614 \end{pmatrix}.$$

Определим матрицу отклонения нормали к КЭ от внешней оси $O\theta$ ТГС:

$$C_{KE} = \begin{pmatrix} \cos(\Delta Ake) & 0 & \sin(\Delta Ake) \\ \sin(\Delta Ake) \cdot \sin(\Delta hke) & \cos(\Delta hke) & -\cos(\Delta Ake) \cdot \sin(\Delta hke) \\ -\sin(\Delta Ake) \cdot \cos(\Delta hke) & \sin(\Delta hke) & \cos(\Delta Ake) \cdot \cos(\Delta hke) \end{pmatrix}.$$

Вычислим матрицу C_{KE} по параметрам (2):

$$C_{KE} = \begin{pmatrix} 0,999999 & 0 & -0,000048 \\ 0 & 0,999999 & 0,000078 \\ 0,000048 & -0,000078 & 0,999999 \end{pmatrix}.$$

Определим матрицу $C_{GSP}(i)$ по показаниям датчиков команд ТГС:

$$C_{GSP}(i) = C\varphi(i) \cdot C\Delta\rho\psi \cdot C\psi(i) \cdot C\Delta\rho\theta \cdot C\theta(i).$$

Определим матрицы $C\Delta\rho\psi$, $C\Delta\rho\theta$ дополнительных поворотов, определяемые, соответственно, неперпендикулярностью расточки промежуточной и наружной рам под опоры карданова подвеса:

$$C\Delta\rho\psi = \begin{pmatrix} 1 & -\Delta\rho\psi & 0 \\ \Delta\rho\psi & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad C\Delta\rho\theta = \begin{pmatrix} 1 & 0 & \Delta\rho\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\Delta\rho\theta & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

Вычислим соответствующие матрицы по параметрам (3):

$$C\Delta\rho\psi = \begin{pmatrix} 1 & -0,0005 & 0 \\ 0,0005 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad C\Delta\rho\theta = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -0,0005 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0,0005 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

Определим матрицы $C\varphi(i)$, $C\psi(i)$, $C\theta(i)$ разворота по информации датчиков команд:

$$C\varphi(i) = \begin{pmatrix} \cos(\varphi_{dk}(i)) & 0 & \sin(\varphi_{dk}(i)) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\varphi_{dk}(i)) & 0 & \cos(\varphi_{dk}(i)) \end{pmatrix},$$

$$C\psi(i) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\psi_{dk}(i)) & -\sin(\psi_{dk}(i)) \\ 0 & \sin(\psi_{dk}(i)) & \cos(\psi_{dk}(i)) \end{pmatrix},$$

$$C\theta(i) = \begin{pmatrix} \cos(\theta_{dk}(i)) & -\sin(\theta_{dk}(i)) & 0 \\ \sin(\theta_{dk}(i)) & \cos(\theta_{dk}(i)) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

Вычислим, для примера, 1-ю и 6-ю матрицы разворота по информации ДК по параметрам (4):

$$C_{GSP}(1) = \begin{pmatrix} -0,9211714 & -0,222017 & 0,3196119 \\ 0,0002293 & 0,8209828 & 0,5709529 \\ -0,3891571 & 0,5260187 & -0,75662149 \end{pmatrix},$$

$$C_{GSP}(6) = \begin{pmatrix} -0,9212731 & -0,2219363 & 0,3193747 \\ 0,0000731 & 0,8210924 & 0,5707953 \\ -0,3889164 & 0,5258816 & -0,7564341 \end{pmatrix}.$$

Определим матрицы перехода от СК ГСП к СК КЭ двумя вариантами:

$$C_{GSP}^{KE} = C_{GSP} \cdot C_{KE}; \quad (6)$$

$$C_{GSP}^{KE} = C_{NOM}^T \cdot C_{FK}^T \cdot C_{PZS}^T. \quad (7)$$

Приравняем выражения (6), (7) и определим матрицу отклонения фактического углового положения ПО АВУ относительно его номинального положения на ГСП:

$$C_{FK}(i) = C_{PZS}(i)^T \cdot C_{KE}^T \cdot C_{GSP}(i)^T \cdot C_{NOM}^T.$$

Вычислим, для примера, 1-ю и 6-ю матрицы $C_{FK}(i)$:

$$C_{FK}(1) = \begin{pmatrix} -0,150498 & 0,98861 & 0,000398 \\ -0,98861 & -0,150498 & 0,000552 \\ 0,000605 & -0,00031 & 1 \end{pmatrix},$$

$$C_{FK}(6) = \begin{pmatrix} -0,150519 & 0,988607 & 0,000406 \\ -0,988607 & -0,15052 & 0,000542 \\ 0,000596 & -0,000319 & 1 \end{pmatrix}.$$

Определим углы отклонения фактического положения ПО АВУ относительно его номинального положения на ГСП, по следующим выражениям:

$$\Delta\alpha = \arctg\left(\frac{C_{FK1,3}}{C_{FK3,3}}\right) \cdot \frac{180}{\pi} \cdot 3600,$$

$$\Delta\gamma = -\arcsin(C_{FK2,3}) \cdot \frac{180}{\pi} \cdot 3600.$$

Отклонение относительно оси OZ оказывает незначительное влияние на точность решения задачи астрокоррекции в связи с чем, задача определения угла $\Delta\beta$ в данном методе не ставится.

Вычислим углы отклонения фактического положения ПО АВУ относительно его номинального положения на ГСП:

$$\Delta\alpha = \begin{pmatrix} 82,03 \\ 81,27 \\ 81,87 \\ 82,46 \\ 83,79 \\ 83,64 \end{pmatrix} \text{ угл. с}, \quad \Delta\gamma = \begin{pmatrix} -113,83 \\ -109,99 \\ -111,50 \\ -110,84 \\ -109,83 \\ -111,69 \end{pmatrix} \text{ угл. с}. \quad (8)$$

Определим СКО рассчитанных параметров (8) математической имитационной модели:

$$\sigma_\alpha = \sqrt{\frac{1}{6} \cdot \sum_{i=1}^6 (\Delta\alpha(i) - \overline{\Delta\alpha})^2}, \quad \sigma_\gamma = \sqrt{\frac{1}{6} \cdot \sum_{i=1}^6 (\Delta\gamma(i) - \overline{\Delta\gamma})^2},$$

где $\Delta\alpha(i), \Delta\gamma(i)$ – i -е элементы параметров (8); $\overline{\Delta\alpha}, \overline{\Delta\gamma}$ – среднее арифметическое значение параметров (8).

Вычислим СКО расчетных параметров математической имитационной модели:

$$\sigma_\alpha = 0,923 \text{ угл. с}, \quad \sigma_\gamma = 1,335 \text{ угл. с}. \quad (9)$$

3. Анализ результатов моделирования

По результатам испытаний представленных в статье [3] видно, что СКО параметров отклонения фактического углового положения ПО АВУ относительно его номинального положения на ГСП для двух реальных приборов ТГС составила:

$$\sigma_{1\alpha} = 0,82 \text{ угл. с}, \quad \sigma_{1\gamma} = 0,314 \text{ угл. с}; \quad (10)$$

$$\sigma_{2\alpha} = 1,3 \text{ угл. с}, \quad \sigma_{2\gamma} = 1,1 \text{ угл. с}. \quad (11)$$

Таким образом, СКО результатов, полученных в математической имитационной модели (9) и результатов испытаний приборов ТГС (10), (11) не превышают 1–2 угл. с. По представленным результатам СКО сделаем вывод адекватности математической имитационной модели решению представленной задачи на реальных приборах ТГС.

Выводы

В статье представлен метод определения и контроля углового фактического положения ПО АБУ относительно его номинального положения на ТГС. Данный метод позволяет определить фактическое угловое положение ПО АБУ в процессе эксплуатации ТГС. Кроме того представленный метод может быть использован для изделий ТГС на подвижном основании.

Разработана математическая имитационная модель позволяющая, обрабатывать информацию испытаний приборов ТГС, делать выводы, о точности «привязки» СК ПО АБУ и СК ГСП исследуемых ТГС в процессе эксплуатации, а также дает возможность оценить влияние полученных результатов на погрешность решения задачи.

Представленные алгоритмы многократно апробированы на реальных приборах ТГС и позволяют подтвердить адекватность данной математической имитационной модели.

Применение представленного метода в процессе длительной эксплуатации изделий с астроинерциальными бортовыми СУ в значительной мере позволит улучшить результаты решения задачи астрокоррекции.

Литература

1. Каменский, А.М. Теория астрономической коррекции / А.М. Каменский – М.: Машиностроение, 1974. – 220 с.
2. Илюхин, И.М. Оптико-электронные приборы угловой ориентации космических летательных аппаратов / И.М. Илюхин, В.Н. Дикарев. – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999. – 44 с.
3. Дегтярев, М.С. Метод контроля углового положения прибора оптического астровизирующего устройства относительно систем координат гиросtabilизированной платформы / М.С. Дегтярев // Вестник СГАУ. – 2014. – № 1(43). – С. 189–193.

Дегтярев Михаил Сергеевич, аспирант радиотехнического факультета Института радиоэлектроники и информационных технологий, Уральский федеральный университет им. первого Президента России Б.Н. Ельцина; главный специалист ОАО «НПО автоматики им. академика Н.А. Семихатова», г. Екатеринбург; degtermisha@mail.ru.

Поступила в редакцию 16 марта 2015 г.

DOI: 10.14529/ctcr150209

INSPECTION METHOD OF ANGULAR DEVIATION OF IO ASD ACTUAL POSITION RELATIVE TO ITS REFERENCE TARGET POSITION ON GSP. DEVELOPMENT OF MATHEMATICAL SIMULATION MODEL

M.S. Degtyarev, Ural Federal University named after the First President of Russia B.N. Yeltsin, JSC "Scientific & Production Association of Automatics named after Academician N.A. Semikhatov", Ekaterinburg, Russian Federation, degtermisha@mail.ru

The paper focuses on a method of determining and monitoring the angular deviation of the actual position of an optical astro-sighting device instrument (IO ASD) relative to its reference target position on a gyrostabilized platform (GSP). The paper represents the analysis of the coordinate sys-

tem (CoS) of a three-stage gyrostabilizer (TGS) with IO ASD and analytic expressions which allow to implement the presented method. A mathematical simulation model has been developed that allows to process test results of TGS. The results of the mathematical simulation model in MachCad 15 software for the input parameters of real TGS devices are given. The paper considers the values of standard deviation (SD) of parameters of the angular deviation of IO ASD actual position relative to its reference target position on GSP obtained by the simulation results and the results of test operations on real TGS devices. The paper represents the adequate assessment of the simulation model results to the results obtained in the tests.

Keywords: IO ASD, TGS, GSP, CoS, control system (CS), astrocorrection, control element (CE), angular position, mathematical simulation model.

References

1. Kamenskiy A.M. *Teoriya astronomicheskoy korrektsii* [Theory of Astronomical Correction]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1974. 220 p.
2. 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.
3. Degtyarev M.S. [Inspection Method of IO ASD Angular Position Relative to Coordinate system of Gyrostabilized Platform]. *Bulletin of Samara State Aerospace University named after the academician S.P Korolev*, 2014, no. 1 (43), pp. 189–193. (in Russ.)

Received 16 March 2015

БИБЛИОГРАФИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ СТАТЬИ

Дегтярёв М.С. Метод контроля углового отклонения фактического положения по АБУ относительно его номинального положения на ГСП. Разработка математической имитационной модели / М.С. Дегтярёв // Вестник ЮУрГУ. Серия «Компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника». – 2015. – Т. 15, № 2. – С. 83–90. DOI: 10.14529/ctcr150209

REFERENCE TO ARTICLE

Degtyarev M.S. Inspection Method of Angular Deviation of IO ASD Actual Position Relative to Its Reference Target Position on GSP. Development of Mathematical Simulation Model. *Bulletin of the South Ural State University. Ser. Computer Technologies, Automatic Control, Radio Electronics*, 2015, vol. 15, no. 2, pp. 83–90. (in Russ.) DOI: 10.14529/ctcr150209