

## ПРИМЕНЕНИЕ ЛАБОРАТОРНЫХ КОМПЛЕКСОВ МОДУЛЬНОГО ТИПА ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ СИСТЕМ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Федченко Д.А., Горелко М.Г.

*АО «Информационные Спутниковые Системы» имени академика М.Ф. Решетнева, Российская Федерация (662972, г. Железногорск, Красноярского края, ул. Ленина, 52), e--mail: Dfed4enko@mail.ru*

---

Задача наземной экспериментальной отработки системы ориентации и стабилизации космического аппарата (КА) на стадии проектирования является фундаментальной проблемой. Особое значение при этом имеют исследования динамических характеристик разрабатываемой системы во всем диапазоне возможных изменений параметров внешнего воздействия и разработка на этой основе оптимальных алгоритмов управления и обработки данных. При этом эффективность данных исследований напрямую зависит от точности воссоздания среды её функционирования, что, в свою очередь, требует высокой точности воспроизведения внешних воздействий на чувствительные элементы обрабатываемой системы. В данной статье проведены основные принципы построения и структура лабораторного комплекса для обеспечения точности задания входных воздействий на прибор ориентации на Солнце при проведении динамических испытаний систем ориентации и стабилизации на комплексе моделирующих стендов. Приведена процедура расчета и алгоритм формирования управляющих воздействий на трехосный имитатор движения для имитации углового отклонения прибора ориентации на Солнце относительно опорного ориентира (имитатора Солнца). Представлены основные кинематические соотношения и методика выставки трехосного имитатора движения относительно плоскопараллельного светового пучка опорного ориентира, позволяющая повысить точность воспроизведения углового отклонения прибора в процессе проведения испытаний. Решена актуальная задача, которая, с одной стороны, позволяет повысить качество процесса измерения выходных характеристик прибора, а с другой, повысить эффективность наземной экспериментальной отработки системы ориентации и стабилизации. Методом математического моделирования проведена оценка влияния погрешности вносимой трехосным имитатором движения в процесс измерения динамических характеристик системы ориентации и стабилизации в режиме начальной ориентации на Солнце. Показано, что расчетные кинематические соотношения и разработанные алгоритмы управления трехосным имитатором движения с достаточной точностью воспроизводят требуемое угловое отклонение.

---

Ключевые слова: имитатор Солнца, трехосный имитатор движения, динамические испытания, система ориентации, космический аппарат.

## USE OF LAB FACILITIES OF MODULAR TYPE FOR ATTITUDE CONTROL AND DETERMINATION SYSTEM ON-GROUND TESTING

Fedchenko D.A., Gorelko M.G.

*Joint-Stock Company "Information Satellite Systems named after Academician M.F. Reshetnev" Lenina st., 52, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk Krai, 662972, Russia, E-mail: Dfed4enko@mail.ru*

---

Satellite Attitude Control and Determination System (ACDS) on-ground testing is a fundamental issue. One of the most significant goals here is to analyze dynamic performances of the system under development over the whole range of possible changes of environmental parameters as well as to develop, based on this data, optimal data control and processing algorithms. Moreover, the effectiveness of testing data directly depends upon the accuracy of its operating environment simulation which requires highly accurate simulation of environmental effects on the sensitive items of the tested system. This article describes main design principles and lab facilities to ensure the accuracy of the input effects on the Sun Sensor during ACDS dynamic tests on the test bench. The article describes calculation procedure and the algorithm of control stimulus generation that affects the three-axis motion simulator to simulate Sun Sensor angular deviation with reference to the Sun Simulator. The article describes main kinematic relations and method of three-axis motion simulator calibration with reference to the plane-parallel optical beam of the reference (Sun Simulator) which allows increase accuracy of the unit angular deviation simulation during tests. The research resolves an urgent issue, which on the one hand allows to increase the quality of unit output performances measurement process, on the other hand it allows to increase effectiveness of ADCS on-ground testing. Effect of uncertainties of the three-axis motion simulator on ADCS dynamic performances measurement process in the Sun Acquisition mode was assessed using mathematical model method. The article also demonstrates that calculated kinematic relations and developed control algorithms simulate required angular deviation accurately enough.

---

Keywords: Sun simulator, three-axis motion simulator, dynamic tests, attitude control and determination system, satellite.

При проведении наземных отработочных испытаний системы ориентации и стабилизации (СОС) перед разработчиками системы стоит задача в создании лабораторных комплексов для моделирования условий максимально приближенных к реальным условиям эксплуатации системы. При этом эффективность испытаний напрямую зависит от точности воспроизведения внешних воздействий. В настоящее время для решения задач наземных испытаний СОС, имеющей в своем составе позиционные приборы типа: прибор ориентации на Солнце (ПОС) или прибор ориентации на Землю (ПОЗ) и др., в АО ИСС созданы лабораторные комплексы, имитаторы и стенды [1], использующие методы как прямого, так и обращенного моделирования [4]. Широкое применение, из-за универсальности и простоты работы, получили лабораторные комплексы, построенные с использованием модульного типа, состоящие из двух или более функциональных единиц. Основной принцип, заложенный в создание таких комплексов, следующий: прибор, установленный на имитатор движения, совершает вращательное движение относительно опорного ориентира в соответствии с расчетными значениями, аналогичных угловому движению космического аппарата.

В данной статье рассматривается актуальный вопрос обеспечения точности задания входных воздействий на прибор ориентации на Солнце при проведении динамических испытаний СОС. Целью статьи является разработка методики расчета управляющих воздействий для управления лабораторным комплексом, предназначенного для имитации углового отклонения прибора ПОС относительно ориентира (имитатора Солнца).

На рисунке 1 представлена функциональная схема построения лабораторного комплекса. Основными модулями лабораторного комплекса являются: имитатор Солнца и трехосной имитатор движения (ТИД), представляющий собой трехстепенный карданов подвес.

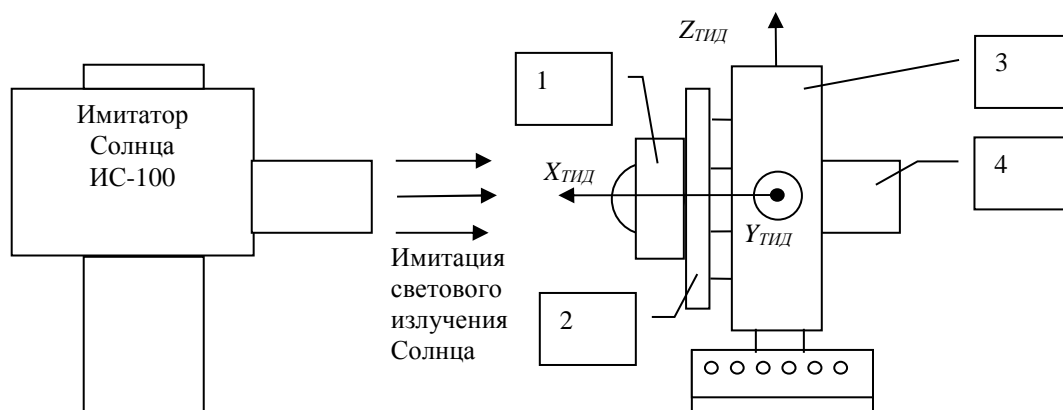


Рис. 1. Лабораторный комплекс

(где: 1 – прибор ориентации на Солнце; 2 – план – шайба (внутренняя ось); 3 – внешняя рамка ТИД; 4- промежуточная рамка ТИД;  $X_{ТИД}, Y_{ТИД}, Z_{ТИД}$  – система координат (СК) ТИД)

Отсчет направляющих косинусов (НК) вектора направления на ориентир в системе координат ТИД и отсчет углов ТИД представлен на рисунке 2.

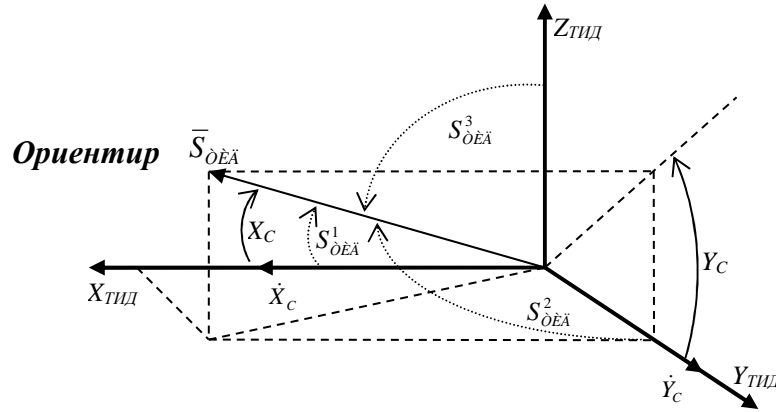


Рис. 2. Направление отсчета НК в СК ТИД

(где:  $X_c, Y_c$  – текущие углы поворота рамок ТИД;  $\bar{S}_{\partial\dot{E}\ddot{A}}$  – вектор направления на ориентир в СК ТИД;  $S_{\partial\dot{E}\ddot{A}}^1, S_{\partial\dot{E}\ddot{A}}^2, S_{\partial\dot{E}\ddot{A}}^3$  – компоненты (направляющие косинусы) вектора  $\bar{S}_{\partial\dot{E}\ddot{A}}$ )

В нулевом (исходном) положении компоненты вектора направления на ориентир в СК ТИД равны:

$$\bar{S}_{\partial\dot{E}\ddot{A}}^0 = \begin{pmatrix} S_{\partial\dot{E}\ddot{A}}^0 \\ S_{\partial\dot{E}\ddot{A}}^0 \\ S_{\partial\dot{E}\ddot{A}}^0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (1)$$

При двух поворотах вокруг осей  $X_{ТИД}$  и  $Y_{ТИД}$  на углы  $X_c$  и  $Y_c$ , компоненты вектора направления на ориентира в СК ТИД имеют вид:

$$\bar{S}_{\partial\dot{E}\ddot{A}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos X_c & \sin X_c \\ 0 & -\sin X_c & \cos X_c \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos Y_c & 0 & -\sin Y_c \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin Y_c & 0 & \cos Y_c \end{bmatrix} \cdot \bar{S}_{\partial\dot{E}\ddot{A}}^0 = \begin{pmatrix} \cos Y_c \\ \sin Y_c \cos X_c \\ \sin Y_c \sin X_c \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} S_{\partial\dot{E}\ddot{A}}^1 \\ S_{\partial\dot{E}\ddot{A}}^2 \\ S_{\partial\dot{E}\ddot{A}}^3 \end{pmatrix} \quad (2)$$

Разрешив уравнения (2), определим зависимость между углами поворота осей ТИД ( $X_c, Y_c$ ) и компонентами вектора направления на ориентир в СК ТИД:

$$Y_c = a \cos(S_{\partial\dot{E}\ddot{A}}^1); X_c = \arctg\left(\frac{S_{\partial\dot{E}\ddot{A}}^3}{S_{\partial\dot{E}\ddot{A}}^2}\right) \quad (3)$$

Взаимосвязь между вектором направления на ориентир в СК ТИД и вектором направления на ориентир в связанной системе координат (ССК) КА определяется как:

$$\bar{S}_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}} = \begin{pmatrix} S_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}^1 \\ S_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}^2 \\ S_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}^3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos Y_c \\ \sin Y_c \cos X_c \\ \sin Y_c \sin X_c \end{pmatrix} = [T_I^{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}]^T \cdot [T_I^{\dot{E}\dot{A}}] \cdot \bar{S}_{\dot{E}\dot{A}}^{\dot{N}\dot{N}\dot{E}} \quad (4)$$

Где:  $T_I^{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}$  – матрица установки ПОС на ТИД;

$T_I^{KA}$  – матрица установки ПОС на КА;

$\bar{S}_{KA}^{CCK}$  – вектор направления на ориентир в ССК (система координат связанная с КА);

$\bar{S}_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}$  – вектор направления на ориентир в СК ТИД.

Определение приращения угла поворота рамок ТИД осуществляется следующим образом. За один шаг для малого приращения имеется:

$$\begin{aligned} \sin(X_c(k+1)) &= \sin(X_c(k) + \Delta X_c) = \sin X_c(k) + \cos(X_c(k)) \cdot \Delta X_c \\ \cos(X_c(k+1)) &= \cos(X_c(k) + \Delta X_c) = \cos X_c(k) - \sin(X_c(k)) \cdot \Delta X_c \end{aligned} \quad (5)$$

Для угла  $Y_c$  аналогично.

Где:  $X_c(k)$ ,  $Y_c(k)$  – расчетное значение углов поворота рамок ТИД на  $k$ -том такте ;

$X_c(k+1)$ ,  $Y_c(k+1)$  – расчетное значение углов поворота рамок ТИД на  $k+1$  такте;

$\Delta X_c(k)$ ,  $\Delta Y_c(k)$  – расчетное значение приращения углов поворота рамок ТИД.

Система уравнений с учетом (4) и (5) для векторов  $S_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}^1, S_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}^2, S_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}^3$ , имеет вид:

$$\begin{cases} \sin X_c(k) \cdot \sin[(Y_c(k+1) + \cos X_c(k)) \cdot \sin Y_c(k+1) \cdot \Delta X_c = S_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}^2 \\ \cos X_c(k) \cdot \sin[(Y_c(k+1) - \sin X_c(k)) \cdot \sin Y_c(k+1) \cdot \Delta X_c = S_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}^3 \\ \cos Y_c(k) - \sin Y_c(k) \cdot \Delta Y_c = S_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}^1 \end{cases} \quad (6)$$

Искомое значения приращения углов  $\Delta X_c$  и  $\Delta Y_c$  определяются разрешением системы уравнений (6) и равны:

$$\begin{aligned} \Delta X_c &= \frac{S_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}^2 \cos X_c(k) - S_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}^3 \sin X_c(k)}{S_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}^2 \sin X_c(k) + S_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}^3 \cos X_c(k)} \\ \Delta Y_c &= (S_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}^2 \sin X_c(k) + S_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}^3 \cos X_c(k)) \cdot \cos Y_c(k) - S_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}^1 \cdot \sin Y_c(k) \end{aligned} \quad (7)$$

Тогда текущее значение угла поворота рамок ТИД и управляющее значение по скорости рассчитывается следующим образом:

$$\begin{aligned} X_c^{k+1} &= X_c^k + \Delta X_c^k, & \dot{U}_{X_c}^{k+1} &= \Delta X_c^k / \Delta t \\ Y_c^{k+1} &= Y_c^k + \Delta Y_c^k, & \dot{U}_{Y_c}^{k+1} &= \Delta Y_c^k / \Delta t \end{aligned} \quad (8)$$

Где:  $\Delta t$  – дискретность моделирования ( $\Delta t = 0,25$  с.).

$k$  – такт расчета.

Для повышения точности воспроизведения углового положения ПОС относительно опорного ориентира разработана методика учета инструментальной погрешности, которая

складывается из погрешности привязки (установки) прибора с посадочной плоскостью ТИД и погрешности выставки опорного ориентира относительно оси визирования прибора. Учет данной погрешности осуществляется путем использования поправочных коэффициентов, рассчитанных в результате анализа выходной характеристики ПОС, полученной при нулевом положении осей ТИД (в статическом состоянии) с помощью контрольно-проверочной аппаратуры.

Выходной информацией с ПОС является вектор направления на Солнце в приборной системе координат (ПСК), который определяется следующим образом:

$$\bar{S}^{ПСК} = T_{П}^{КА} \cdot \bar{S}_{КА}^{ССК} \quad (9)$$

Где:  $T_{П}^{КА}$  – матрица перехода от ССК в СК прибора;

$\bar{S}^{ПСК}$  – вектор направления на ориентир в ПСК.

В свою очередь вектор  $\bar{S}_{КА}^{ССК}$  определяется, как:

$$\bar{S}_{КА}^{ССК} = \begin{pmatrix} S_X^{ССК} \\ S_Y^{ССК} \\ S_Z^{ССК} \end{pmatrix} = T_{ОС} \cdot \bar{S}^{ОСК} \quad (10)$$

Где:  $T_{ОС}$  – матрица перехода из орбитальной системы координат (ОСК) в связанную систему координат КА:

$\bar{S}^{ОСК}$  вектор направления на ориентир в ОСК.

Для упрощения процедуры расчета поправочных коэффициентов примем матрицу  $\hat{O}_{i\bar{N}}$  равной единичной, тогда уравнение (10) примет вид:

$$\bar{S}_{\hat{E}\hat{A}}^{\bar{N}\hat{N}\hat{E}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \bar{S}^{i\bar{N}\hat{E}} = \begin{pmatrix} S_X^{\bar{N}\hat{N}\hat{E}} \\ S_Y^{\bar{N}\hat{N}\hat{E}} \\ S_Z^{\bar{N}\hat{N}\hat{E}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} S_X^{i\bar{N}\hat{E}} \\ S_Y^{i\bar{N}\hat{E}} \\ S_Z^{i\bar{N}\hat{E}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \tilde{n}os\psi_s^{i\bar{N}\hat{E}} \cdot \tilde{n}os\theta_s^{i\bar{N}\hat{E}} \\ -\sin\theta_s^{i\bar{N}\hat{E}} \cdot \tilde{n}os\psi_s^{i\bar{N}\hat{E}} \\ \sin\theta_s^{i\bar{N}\hat{E}} \end{pmatrix} \quad (11)$$

Где:  $\theta_s^{ОСК}, \psi_s^{ОСК}$  – координаты ориентира в ОСК.

Тогда с учетом (11) уравнение (4) примет вид:

$$\begin{pmatrix} \cos Yc \\ \sin Yc \cos Xc \\ \sin Yc \sin Xc \end{pmatrix} = [T_i^{\hat{O}\hat{E}\hat{A}}]^T \cdot [T_i^{\hat{E}\hat{A}}] \cdot \begin{pmatrix} \tilde{n}os\psi_s^{i\bar{N}\hat{E}} \cdot \tilde{n}os\theta_s^{i\bar{N}\hat{E}} \\ -\sin\theta_s^{i\bar{N}\hat{E}} \cdot \tilde{n}os\psi_s^{i\bar{N}\hat{E}} \\ \sin\theta_s^{i\bar{N}\hat{E}} \end{pmatrix} \quad (12)$$

Откуда величина поправочных коэффициентов по углам поворота рамок ТИД будет равна:

$$dYc = -a \cos(S_{\hat{O}\hat{E}\hat{A}}^1); dXc = -arctg\left(\frac{S_{\hat{O}\hat{E}\hat{A}}^3}{S_{\hat{O}\hat{E}\hat{A}}^2}\right) \quad (13)$$

Таким образом, требуемое значение угла поворота рамок ТИД будет определяться как:

$$X_C^{k+1} = X_C^k + \Delta X_C^k + dX_C; Y_C^{k+1} = Y_C^k + \Delta Y_C^k + dY_C \quad (14)$$

С другой стороны, величину погрешности выставки ПОС относительно опорного ориентира возможно учитывать и при формировании вектора направления на ориентир в СК ТИД. Методика расчета и учета поправочного вектора следующая:

Шаг 1. Определяется теоретическое значение вектора направления на ориентир в СК ТИД, полагая, что инструментальная погрешность равна нулю:

$$\bar{S}_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}^0 = [T_I^{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}]^T \cdot [T_I^{\dot{E}\dot{A}}] \cdot \begin{pmatrix} \tilde{n}os\psi_{S_0}^{\hat{I}\hat{N}\hat{E}} \cdot \tilde{n}os\theta_{S_0}^{\hat{I}\hat{N}\hat{E}} \\ -\sin\theta_S^{\hat{I}\hat{N}\hat{E}} \cdot \tilde{n}os\psi_{S_0}^{\hat{I}\hat{N}\hat{E}} \\ \sin\theta_{S_0}^{\hat{I}\hat{N}\hat{E}} \end{pmatrix} \quad (15)$$

Где:  $\theta_{S_0}^{OCK}, \psi_{S_0}^{OCK}$  – требуемое значение положения Солнца в ОСК, при котором вектор направления на Солнце в ПСК ПОС равен (1,0,0), т.е. ось визирования прибора направлена в центр опорного ориентира (Солнца);

$\bar{S}_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}^0$  – расчетное значение вектора направления на опорный ориентир в СК ТИД, при нулевой инструментальной погрешности.

Шаг 2. Определяется текущее значение вектора направления на ориентир в СК ТИД с учетом инструментальной погрешности:

$$\bar{S}_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}^T = [T_I^{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}]^T \cdot [T_I^{\dot{E}\dot{A}}] \cdot \begin{pmatrix} \tilde{n}os\psi_S^{\hat{I}\hat{N}\hat{E}} \cdot \tilde{n}os\theta_S^{\hat{I}\hat{N}\hat{E}} \\ -\sin\theta_S^{\hat{I}\hat{N}\hat{E}} \cdot \tilde{n}os\psi_S^{\hat{I}\hat{N}\hat{E}} \\ \sin\theta_S^{\hat{I}\hat{N}\hat{E}} \end{pmatrix} \quad (16)$$

Где:  $\theta_S^{OCK}, \psi_S^{OCK}$  – текущее значение положения Солнца в ОСК, рассчитанное по показаниям прибора ПОС;

$\bar{S}_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}^T$  – текущее значение вектора направления на опорный ориентир в СК ТИД, рассчитанное по показаниям прибора ПОС.

Шаг 3. Определяется поправочный вектор:

$$\Delta\bar{S}_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}} = \bar{S}_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}^0 - \bar{S}_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}^T \quad (17)$$

Шаг 4. Учитываются поправки при формировании вектора направления на ориентир в СК ТИД:

$$\bar{S}_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}} = [T_I^{\dot{O}\dot{E}\dot{A}}]^T \cdot [T_I^{\dot{E}\dot{A}}] \cdot \bar{S}_{\dot{E}\dot{A}}^{\hat{N}\hat{N}\hat{E}} - \Delta\bar{S}_{\dot{O}\dot{E}\dot{A}} \quad (18)$$

Оценка влияния погрешности вносимой лабораторным комплексом, а в частности трехосным имитатором движения, в процесс измерения динамических характеристик СОС проверена методом математического моделирования. Моделировались следующие процессы:

1) эталонный процесс динамики объекта (СОС) в начальном режиме ориентации на Солнце, без учета наземных условий (влияния испытательного оборудования);

2) процесс динамики объекта (СОС) на комплексе моделирующих стендов с введением лабораторного комплекса.

Оценка погрешности вносимой лабораторным комплексом, проведена путем сравнения результатов п.1) и 2).

Для анализа погрешностей использованы следующие модели: математическая модель СОС и математическая модель комплекса моделирующих стендов. При этом объектом исследования является математическая модель комплекса моделирующих стендов, а математическая модель СОС используется для ее замыкания.

Функциональная схема взаимодействия математических моделей в замкнутом контуре приведена на рисунке 3.

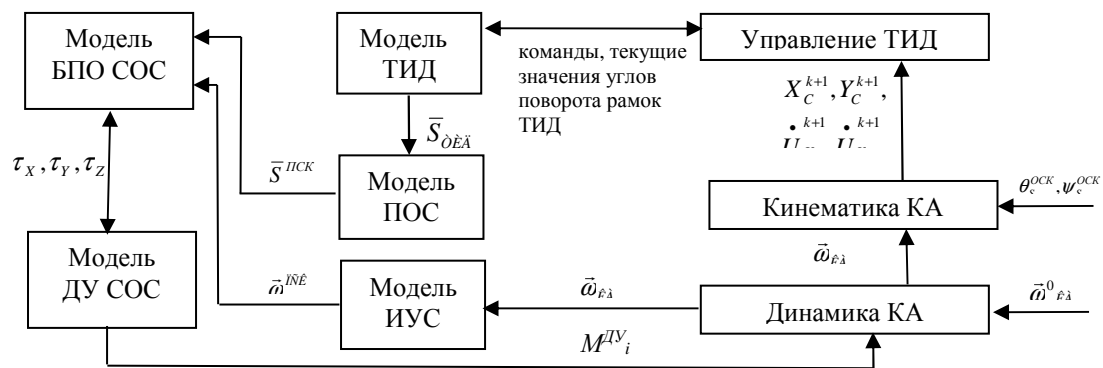


Рис. 3. Функциональная схема взаимодействия моделей в замкнутом контуре

(где:  $\tau_x, \tau_y, \tau_z$  – длительности включения двигателей,  $\bar{\omega}^{iNE}$  – вектор угловой скорости КА в системе координат ИУС,  $\bar{\omega}_{E\dot{A}}$  – вектор абсолютной угловой скорости в системе координат КА,  $M^{DV}_i$  – момент создаваемый двигательной установкой ( $i = X, Y, Z$ );  $\theta_s^{OCK}, \psi_s^{OCK}$  – углы определяющие положение Солнца в ОСК;  $\bar{s}^{ПСК}$  – вектор направления на Солнце в системе координат ПОС;  $\bar{s}_{\dot{O}E\dot{A}}$  – вектор направления на опорный ориентир с системе координат ТИД;  $X_c^{k+1}, Y_c^{k+1}$  – значение угла поворота рамок ТИД;  $\dot{U}_{Xc}^{k+1}, \dot{U}_{Yc}^{k+1}$  – скорость вращения рамок ТИД).

Математическая модель СОС предназначена для имитации функционирования аппаратуры СОС под воздействием управляющих и возмущающих воздействий в процессе углового движения КА относительно центра масс. Более подробно математическая модель СОС приведена в [3,5].

Модель СОС включала в себя:

1) Модель измерителя угловой скорости (ИУС), предназначенную для имитации измерения трех проекций угловой скорости на оси, связанной с прибором системы координат.

2) Модель ПОС, предназначенную для формирования управляющей информации об угловом положении центра Солнца в пределах поля обзора, имеющего значение от 0 до  $(91+0,5)^\circ$  по углу  $\alpha$  и значение от 0 до  $(181+0,5)^\circ$  по углам  $\beta$  и  $\gamma$ .

3) Модель ДО, предназначенную для формирования управляющих моментов двигательной установкой по осям КА. Выходными параметрами модели являются моменты двигателей по осям КА.

4) Модель БПО СОС, предназначенную для моделирования логики функционирования системы, в частности функционирования системы в режиме начальной ориентации на Солнце.

Математическая модель комплекса моделирующих стендов предназначена для формирования управляющего воздействия на испытательное оборудование в соответствии с угловым движением КА относительно центра масс. Модель комплекса моделирующих стендов включала в себя:

1) Математическую модель углового движения КА, представленную в виде динамики и кинематики КА, и представляет собой набор дифференциальных уравнений;

2) Модель управления ТИД, предназначенную для расчета и формирования управляющего воздействия на ТИД в соответствии с разработанным алгоритмом, приведенным выше.

3) Модель ТИД, в состав которой входят:

а) математическая модель привода ТИД, учитывающая коэффициент усиления и постоянную времени апериодического звена;

б) математическая модель датчика угла ТИД, с учетом люфтов на выходных валах ТИД и цены младшего разряда датчика;

в) математическая модель трехосного карданового подвеса, предназначенная для согласования и привязки модели привода ТИД с моделью прибора (ПОС) через матрицу установки на ТИД, и учитывающая погрешность неперпендикулярности осей ТИД и погрешность выставки опорного ориентира относительно оси визирования прибора.

Результаты моделирования эталонных переходных процессов и процессов с учетом погрешностей ТИД (на рис. обозначено как «Процесс\_ТИД») представлены на рисунках 4–5, где показаны изменения углового положения Солнца в системе координат КА.





Рис. 4. Изменение углового положения Солнца в ССК по каналу тангажа

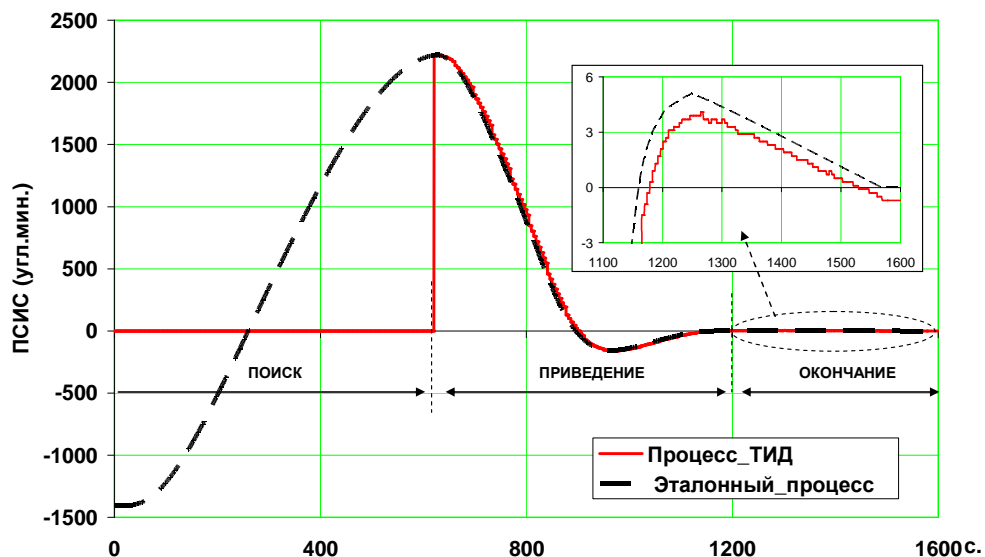


Рис. 5. Изменение углового положения Солнца в ССК по каналу рыскания

Моделирование эталонных переходных процессов проводилось интегрированием общей системы дифференциальных уравнений с шагом 50 мс. В общую систему дифференциальных уравнений включались уравнение динамики и кинематические уравнения объекта. При моделировании переходных процессов с учетом погрешностей лабораторного комплекса в общей системе дифференциальных уравнений интегрировались уравнения динамики приводов ТИД с шагом 250 мс, уравнения динамики и кинематики объекта с шагом 50 мс. Анализ результатов моделирования показал, что погрешности воспроизведения (примерно 90 % ошибки) в основном определяются:

- несоосностью плоскопараллельного светового пучка имитатора Солнца с посадочным местом (центром план-шайбы ТИД);

- точностью калибровочной выставки центра поля зрения испытуемого прибора с плоскопараллельным световым пучком имитатора Солнца.

Погрешность, вызванная тактом интегрирования уравнений динамики и кинематики ТИД, а также инерционностью позиционного контура управления ТИД составляет порядка 8 % – ошибки, остальные погрешности (2 % ошибки) являются незначительными и вызваны: неперпендикулярностью осей ТИД.

Максимальная приведенная погрешность воспроизведения составляет порядка: 2,5 % по тангажу (1,5 $\`$ ) и 1,5 % по рысканию (1,2 $\`$ ). Основными критериями, согласно которым режим начальной ориентации на Солнце считается выполненным, это достижение ориентации оси минус ОХ КА на Солнце в пределах  $\pm 1,5^\circ$ . Таким образом, точности воспроизведения вполне достаточно для проведения измерения выходных характеристик СОС.

### **Заключение**

Приведенная методика расчета кинематических соотношений для формирования управляющего воздействия на рамки трехосного имитатора движения позволяет в связке с имитатором Солнца моделировать процесс углового отклонения позиционного прибора ориентации на Солнце относительно опорного ориентира. Учитывая конструктивные особенности ТИД (неограниченный поворот рамок), данная методика позволяет проводить всесторонние наземные испытания СОС, обеспечивает возможность организации режимов поиска ориентира по различным траекториям движения, что ранее осуществить не удавалось. Таким образом, наряду с обеспечением новых возможностей, данная методика позволяет повысить качество проведения полунатурных динамических испытаний систем ориентации и стабилизации. При этом приведенную методику возможно использовать для расчета управляющего воздействия на ТИД при моделировании процесса углового отклонения такого позиционного прибора, как: прибор ориентации на Землю (ПОЗ), заменив имитатор Солнца имитатором Земли.

Результаты моделирования показали, что предложенный подход с достаточной точностью воспроизводит имитацию углового движения, а погрешность, вносимая ТИД в процесс имитации, не оказывает влияния на процессы управления СОС в целом. Основная составляющая погрешности, вносимая лабораторный комплексом, это погрешность, вызванная несоотностью плоскопараллельного светового пучка имитатора Солнца с посадочным местом (центром план-шайбы ТИД) и точностью калибровочной выставки центра поля зрения испытуемого прибора с плоскопараллельным световым пучком имитатора Солнца. Остальные погрешности, такие как неперпендикулярность осей ТИД, не вносят существенных искажений в воспроизводимый процесс.

Полученные погрешности определяются расчетом и могут быть использованы в качестве поправок для уточнения результатов динамических испытаний СОС на комплексе моделирующих стендов, имеющем в своем составе ТИД. Такой подход позволит свести погрешность от экспериментального оборудования до величины погрешности прибора ориентации.

### Список литературы

1. Ковалев Е.А., Дернов С.А. Технология испытаний систем ориентации и стабилизации космических аппаратов / САКС. 2004 // Тез. докл. III Международ. Научно-практ. Конф. / СибГАУ. – Красноярск, 2004. – С.97–99.
2. Корн Г., Котн Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров. – М. : Наука, 1973.
3. Платформа «ЭКСПРЕСС-1000Н». Подсистема ориентации и стабилизации. Программное обеспечение. Документ детального проекта. Железногорск: АО «Информационные спутниковые системы имени ак. М.Ф. Решетнева», 2011, 415 с., Инв.№ 765-DD-43360-ISS-00222.
4. Сеницкий Д.Е., Федченко Д.А., Решение задач наземной экспериментальной отработки систем ориентации и стабилизации КА с использованием имитаторов обращенного типа // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы VIII Всерос. науч.-практ. конф. СибГАУ. – Красноярск, 2012. – № 8. – С.44-45.
5. Спутник «AMOS-5». Наземный отладочный комплекс. Подсистема ориентации и стабилизации. Программная модель. Исходные данные на разработку. Железногорск: АО «Информационные спутниковые системы имени ак. М.Ф. Решетнева», 2009, 97 с., Инв.№ AMOS5.ИД НА МОДЕЛЬ СОС.

### Рецензенты:

Пантелеев В.И., д.т.н., профессор, заведующий кафедрой электротехнических комплексов и систем, Сибирский федеральный университет, г. Красноярск;

Ловчиков А.Н., д.т.н., профессор, профессор кафедры систем автоматического управления, Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М.Ф. Решетнева, г. Красноярск.