

**М. М.* МОЛДАБЕКОВ, С. А. ЕЛУБАЕВ, А. С. СУХЕНКО,
А. Е. ФОМЕНКО, Д. Л. ШАПОВАЛОВА**

ДТОО «Институт космической техники и технологий» АО НЦКИТ

УСТРАНЕНИЕ ВЛИЯНИЯ ТРЕНИЯ В ПОДШИПНИКАХ ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ СТЕНДОВ СИСТЕМ ОРИЕНТАЦИИ СПУТНИКОВ И БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Испытательный стенд систем ориентации спутников и беспилотных летательных аппаратов на базе карданного подвеса обладает очень важным преимуществом перед стендами с аэродинамическим и проволочным подвесами, что обеспечивает свободу вращения по трем осям без ограничений на углы поворота. В то же время, этот стенд имеет более высокий уровень сопротивления вращательному движению карданного подвеса, вызываемого трением в его подшипниках. В данной статье рассматриваются два пути устранения влияния моментов трения в подшипниках карданного подвеса. Первый - точное измерение моментов трения с помощью соответствующих датчиков и их активная компенсация путем установки на оси карданного подвеса дополнительных двигателей и второй – косвенное измерение моментов трения по величине отклонения фактического углового положения карданного подвеса от теоретического, соответствующего отсутствию момента трения. Первый путь значительно усложняет технически создаваемый испытательный стенд, а второй путь реализуется путем дополнения стенда функциональной компонентой в виде имитационной модели вращательного движения испытываемого объекта на стенде с нулевым моментом трения в его подшипниках.

Ключевые слова: *испытательный стенд, карданный подвес, система ориентации, трение, устранение трения.*

Кардан аспасы негизіндегі спутниктердің және пилотсыз ұшу аппараттарының бағдарлау жүйелерінің сынақ стендтері аэродинамикалық және сымды аспаларға қарағанда өте маңызды артықшылыққа ие. Ол бұрылу бұрыштарына шектеусіз үш дәрежелі еркіндік дәрежесі бар айналу еркіндігін қамтамасыз етеді. Сонымен қатар, бұл стенд кардан аспасының мойынтіректеріндегі үйкелістен болатын айналмалы қозғалысының қарсыласудың анағұрлым жоғары деңгейіне ие. Бұл мақалада кардан аспасы мойынтіректеріндегі үйкеліс моменттерін жоюдың екі жолы қарастырылады. Біріншісі – сәйкес датчиктердің көмегімен үйкеліс моменттерін дәл өлшеу және кардан аспасы осінде қосымша қозғалтқыштарды орнату арқылы активті компенсация және екіншісі – кардан аспасының ағымдағы бұрыштық қалпының теориялықтан, яғни үйкеліс моменті жоқ болған кездегі сәйкес келетін ауытқу мөлшері бойынша үйкеліс моментін жанама өлшеу. Бірінші жол жасалатын сынақ стендін техникалық т.рде қиындатады, ал екінші жол стенді функционал компонентпен толықтыру арқылы жүзеге асады. Функционал компонент стенд мойынтіректеріндегі нөлдік үйкеліс моменті бар стендтегі сыналатын объектінің айналмалы қозғалысының имитациялық моделі ретінде болады.

Түйін сөздер: *сынақ стенді, кардан аспасы, бағдарлау жүйесі, үйкеліс, үйкелісті жою.*

The test bench for satellite and unmanned aerial vehicle orientation systems based on the gimbal has a very important advantage over stands with aerodynamic and wire suspensions which provides the three-axis rotational motion without restrictions on rotation angles. At the same time this test bench has a higher level of resistance to the rotational motion of the gimbal caused by friction in its bearings. This article discusses two ways of elimination of the influence of frictional moments in the bearings of gimbal. Accurate measurement of the friction moments using appropriate sensors and their active compensation by installing additional engines on the axis of the gimbal is the first way. The second way consists in indirectly measuring the moments of friction according to the deviation of the actual angular position of the

gimbal from the theoretical one corresponding to the absence of the moment of friction. The first method significantly complicates the construction of the test bench. The second method is implemented by supplementing the test bench with the functional component in the form of the simulation model of the rotational motion of the test object on the bench with zero friction moment in its bearings.

Key words: test bench, gimbal, orientation system, friction, elimination of friction.

Основной проблемой при создании испытательных стендов для систем ориентации является обеспечение углового перемещения испытуемого летательного аппарата (ЛА) по трем осям. Анализ текущего состояния стендов для испытаний системы ориентации спутников и беспилотных летательных аппаратов показал, что для обеспечения вращательного движения испытываемого ЛА используется аэродинамический подвес [1-2], карданный подвес [3], проволочный подвес [4-5], шарнирный подвес [6-7]. В данной работе в рамках работ по программе 008 «Прикладные научные исследования в области космической деятельности» рассматривается стенд на базе карданного подвеса (рисунок 1), который назван имитатором невесомости (ИН). Кроме того, для функционирования ЛА на комплексе в процессе испытаний предусмотрена специальная платформа. Для независимой оценки ориентации ЛА в составе комплекса предусмотрена система независимых измерений. Оценка работы системы ориентации ЛА производится в системе управления комплекса, обрабатывающей данные, поступающие с бортового устройства управления и системы независимых измерений. Задача, которая решается в рамках данной работы, заключается в устранении влияния трения в подшипниках стенда.

Для описания вращения ИН с ЛА введем следующие системы координат и их обозначения: $OXYZ$ – неподвижная инерциальная система координат, начало которой находится в центре масс Земли; $Oxuz$ – подвижная, связанная система координат с началом в центре масс ЛА.

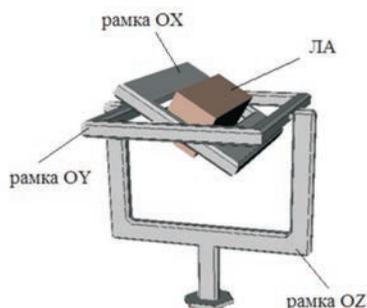


Рисунок 1 – Схема установки ЛА на имитатор невесомости

Динамика вращательного движения ИН с ЛА описывается динамическими уравнениями Эйлера [8]:

$$\overline{J}\dot{\overline{\omega}} + \overline{\omega} \times \overline{J}\overline{\omega} = \overline{M} - \overline{M}_{mp}, \quad (1)$$

где $J = J_{ЛА} + J_{ИН}$, – суммарный тензор инерции ИН с ЛА; $J = \{J_{ЛА}^1, J_{ЛА}^2, J_{ЛА}^3\}$ – диагональная матрица тензора инерции ЛА; $J = \{J_{ИН}^1, J_{ИН}^2, J_{ИН}^3\}$ – диагональная матрица

тензора инерции ИН; $\vec{\omega} = (\omega_1, \omega_2, \omega_3)^T$ – вектор абсолютной угловой скорости ЛА; $\vec{M} = (M_1, M_2, M_3)^T$ – вектор управляющего момента; $\vec{M}_{mp} = (M_{mp}^1, M_{mp}^2, M_{mp}^3)^T$ – вектор момента трения в подшипниках ИН.

Для описания кинематики вращательного движения ЛА используем кинематические уравнения в кватернионах, которые связывают координаты углового положения ЛА и их производные по времени [8]:

$$\vec{\omega} = 2\vec{Q}^* \otimes \vec{Q}, \quad (2)$$

где \vec{Q} – кватернион, характеризующий текущее угловое положение ЛА относительно инерциальной системы координат; \vec{Q}^* – кватернион, обратный к \vec{Q} ; \otimes – операция умножения кватернионов.

Углы поворотов рамок карданного подвеса ИН соответствуют углам вращения ЛА вокруг осей вращения рамок ОХ, ОУ, ОZ карданного подвеса (рисунок 1):

$$[\phi \ \theta \ \psi] = \left[\arctg \left(\frac{2(Q_0 Q_1 + Q_2 Q_3)}{1 - 2(Q_1^2 + Q_2^2)} \right), \arcsin(2(Q_0 Q_2 - Q_3 Q_1)), \arctg \left(\frac{2(Q_0 Q_3 + Q_1 Q_2)}{1 - 2(Q_2^2 + Q_3^2)} \right) \right], \quad (3)$$

где ϕ, θ, ψ – углы вращения рамок ОХ, ОУ, ОZ имитатора невесомости соответственно.

Управление вращательным движением ЛА рассмотрено в виде ПД – регулятора:

$$\vec{M} = -h\vec{\omega} - \alpha Q_0 \vec{q}, \quad (4)$$

где h, α – неизвестные произвольные параметры системы ориентации ЛА.

Для устранения влияния трения возможны два пути:

1) точное измерение моментов трения с помощью соответствующих датчиков и их активная компенсация путем установки на оси вращения ИН дополнительных двигателей;

2) косвенное измерение моментов трения по величине отклонения фактического углового положения ИН от теоретического, соответствующего отсутствию момента трения.

Из анализа уравнений (1) следует, что для устранения влияния моментов трения \vec{M}_{mp} в подшипниках ИН можно ввести активные компенсирующие моменты \vec{M}_K :

$$\vec{M}_K = -\vec{M}_{mp}. \quad (5)$$

Тогда с учетом равенства (5) уравнения динамики (1) примут вид:

$$J\dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times (J\vec{\omega} + J_M \vec{\omega}_M) = \vec{M}. \quad (6)$$

Решение системы уравнений (6) соответствует «идеальному» движению ИН с ЛА, если бы он находился в свободном вращении без момента трения в подшипниках. Однако «идеальное» движение ИН невозможно реализовать в земных условиях без точной компенсации момента трения. Для создания активного компенсирующего момента необходимо выполнение двух условий: 1) конструктивно реализовать дополни-

тельные устройства с двигателями вращения, создающие компенсирующие моменты; 2) иметь устройства для точного измерения моментов трения.

Таким образом, введение активного компенсирующего момента требует дооснащения ИН дополнительными двигателями, датчиками углового положения, скорости и ускорения, системой управления двигателями, т.е. значительно усложняет технически создаваемый стенд.

Решение системы уравнений (6) может быть реализовано программными средствами на имитационной модели вращения ИН. Назовем это движение ИН с ЛА «невозмущенным» движением. Решение системы уравнений (1), соответствующее реальному движению ИН с ЛА с учетом момента трения \overline{M}_{mp} в его подшипниках, назовем «возмущенным» движением. Причиной отклонения текущего углового положения ИН в возмущенном движении от углового положения в невозмущенном движении является наличие момента трения в подшипниках ИН, следовательно, величина этого отклонения косвенно характеризует величину момента трения в подшипниках ИН.

Для основного режима работы задача системы ориентации состоит в том, чтобы перевести ЛА из некоторой начальной ориентации в заданную конечную ориентацию. Для решения этой задачи требуется найти такое дополнительное управление, чтобы конечное угловое положение ИН в возмущенном движении совпадало с конечным угловым положением имитационной модели вращения ИН в невозмущенном движении.

В структуре испытательного стенда (рисунок 2) устройство дополнительного управления (УДУ) должно формировать дополнительный управляющий момент $\overline{M}_{дон}$ на основе измерений $\overline{\varphi} = (\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3)^T$ – вектора углового положения ИН, $\overline{\varphi}_0 = (\varphi_{10}, \varphi_{20}, \varphi_{30})^T$ – вектора углового положения имитационной модели вращения ИН и $\Delta\overline{\varphi} = (\Delta\varphi_1, \Delta\varphi_2, \Delta\varphi_3)^T$ – вектора рассогласования между угловыми положениями ИН и имитационной модели вращения ИН.

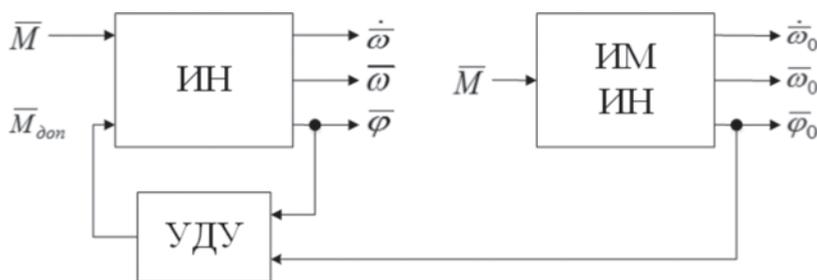


Рисунок 2 – Структура испытательного стенда СОС

Выбор закона формирования дополнительного управляющего момента $\overline{M}_{дон}$ рассмотрим на примере частного случая вращения ИН вокруг одной оси ОХ. В этом случае система уравнений (1) примет вид:

$$J_1 \dot{\omega}_1 = M_1 - M_{mp}^1 . \tag{7}$$

Примем закон обратной связи по углу φ_1 в виде:

$$M_1 = -h_1\omega_1 - \alpha_1\varphi_1, \dot{\varphi}_1 = \omega_1. \quad (8)$$

Тогда из (7) и (8) имеем:

$$J_1\ddot{\varphi}_1 + h_1\dot{\varphi}_1 + \alpha_1\varphi_1 = -M_{mp}^1. \quad (9)$$

В случае отсутствия момента трения в подшипниках вращения ИН уравнение (9) примет вид:

$$J_1\ddot{\varphi}_{10} + h_1\dot{\varphi}_{10} + \alpha_1\varphi_{10} = 0. \quad (10)$$

Вычитая из уравнения (9) уравнение (10), имеем

$$J_1\Delta\ddot{\varphi} + h_1\Delta\dot{\varphi} + \alpha_1\Delta\varphi = -M_{mp}^1, \quad (11)$$

где $\Delta\varphi_1 = \varphi_1 - \varphi_{10}$ – рассогласование между углами φ_1 и φ_{10} .

Система 2-го порядка (11) имеет статическую ошибку управления, т.е. ошибку конечного углового положения ИН, зависящую от момента трения:

$$\Delta\varphi_1^{cm} = -M_{mp}^1 / \alpha_1 \quad (12)$$

Для устранения этой статической ошибки управления по угловому положению $\Delta\varphi_1^{cm}$ можно ввести интегральную обратную связь по рассогласованию $\Delta\varphi_1$, т.е. ввести дополнительное управление на вход системы, описываемое в виде:

$$\Delta U_1(t) = -k_{\varphi 1} \int_{t_0}^t \Delta\varphi_1^{(t)} dt, \quad (13)$$

где $k_{\varphi 1}$ – коэффициент обратной связи, определяемый из условий устойчивости и качества переходного процесса по $\Delta\varphi_1(t)$.

Тогда уравнение (9) примет вид:

$$J_1\ddot{\varphi}_1 + h_1\dot{\varphi}_1 + \alpha_1\varphi_1 + k_{\varphi 1} \times \int_{t_0}^t \Delta\varphi_1^{(t)} dt = -M_{mp}^1. \quad (14)$$

Перейдем от интегро-дифференциального уравнения (14) к дифференциальному путем дифференцирования обеих его частей:

$$J_1\ddot{\varphi}_1 + h_1\dot{\varphi}_1 + \alpha_1\varphi_1 + k_{\varphi 1}\Delta\varphi_1 = -\dot{M}_{mp}^1. \quad (15)$$

Дифференцируя обе части уравнения (10), имеем:

$$J_1\ddot{\varphi}_{10} + h_1\dot{\varphi}_{10} + \alpha_1\varphi_{10} = 0. \quad (16)$$

Вычитая равенство (16) из равенства (15), получим дифференциальное уравнение 3-го порядка относительно рассогласования $\Delta\varphi_1$:

$$J_1\Delta\ddot{\varphi}_1 + h_1\Delta\dot{\varphi}_1 + \alpha_1\Delta\varphi_1 + k_{\varphi 1}\Delta\varphi_1 = -\dot{M}_{mp}^1. \quad (17)$$

Подбирая коэффициенты обратной связи h_1 , α_1 и $k_{\varphi 1}$, можно обеспечить асимптотическую устойчивость и требуемое качество переходного процесса невозмущенно-

го движения ИН, описываемого решением дифференциального уравнения (9). При условии $\overline{M_{mp}} = \text{const}$ это означает, что конечные значения для $\varphi_1(t)$ и $\varphi_{10}(t)$ должны совпасть:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \varphi_1(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} \varphi_{10}(t) = \varphi_1^k . \tag{18}$$

Проведем моделирование вращения ИН вокруг оси ОХ с УДУ, основанном на использовании интегральной обратной связи по углу рассогласования. Значения параметров h_1 , α_1 и k_{φ_1} определены из условия кратных действительных корней характеристического уравнения для дифференциального уравнения (14) и заданного времени переходного процесса равного 150 секундам. Момент трения принят равным $M_{mp}^1 = 0,00018318\text{Нм}$. Тогда характеристическое уравнение для (17) имеет вид:

$$\lambda_1^3 + \frac{h_1}{J_1} \lambda_1^2 + \frac{\alpha_1}{J_1} \lambda_1 + \frac{k_{\varphi_1}}{J_1} = 0 . \tag{19}$$

Для случая кратных действительных корней характеристического уравнения (19) и $J = [0,52098; 0,30718; 0,48706]$ кг · м², получено:

$$h_1 = 0,078147, \alpha_1 = 0,00390735, k_{\varphi_1} = 0,0000651225. \tag{20}$$

Полученные результаты моделирования для требуемого значения угла $\varphi_1^3 = 30^\circ$, графики управляющих моментов для случаев наличия трения, отсутствия трения и разницы между ними приведены ниже на рисунке 3.

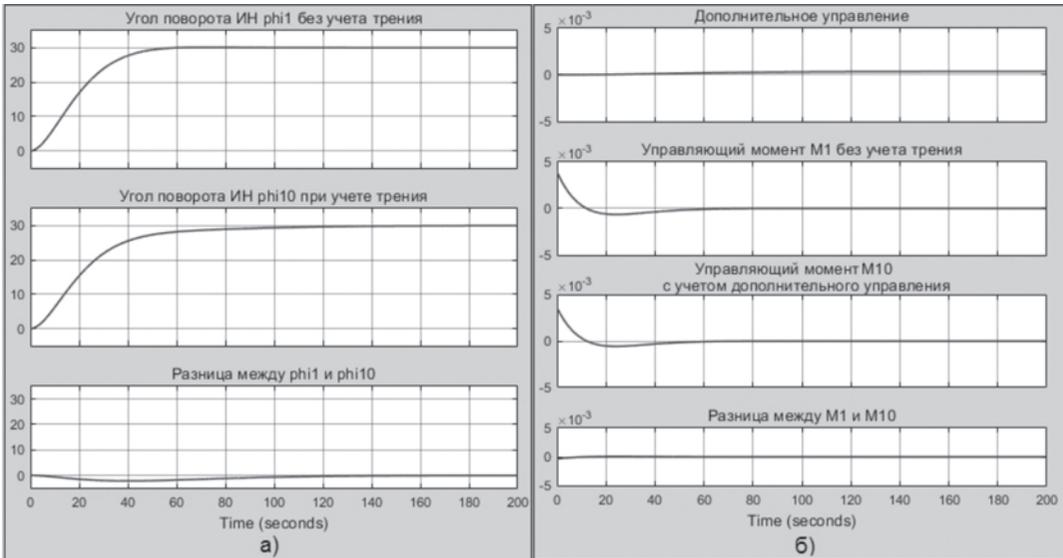


Рисунок 3 – Результаты моделирования вращения имитатора невесомости вокруг оси ОХ

Как следует из этих графиков, введение в УДУ интегральной обратной связи по углу рассогласования между угловыми положениями ИН и его имитационной модели

обеспечивает устранение влияния момента трения в подшипниках ИН. При этом наличие трения в подшипниках ИН приводит к необходимости создания дополнительных моментов управления для преодоления моментов трения.

ЛИТЕРАТУРА

1 Chesi, S. A Dynamic, hardware-in-the-loop, three-axis simulator of spacecraft attitude maneuvering with nanosatellite dimensions [Текст] // Journal of small satellites. – 2015. – Vol.4., No.1. – P. 315–328.

2 Стенд моделирования SX-150 [Электронный ресурс] / Частная космическая компания СПУТНИК. – Режим доступа: <http://www.sputnix.ru/ru/products/test-stands-system/item/259-facility-gnd-120-ru> (дата обращения 18.02.2018)

3 Gavrilovich, I. Test bench for nanosatellite attitude determination and control system ground tests [Текст] / I. Gavrilovich, S. Krut, M. Gouttefarde, F. Pierrot, L. Dusseau. – Режим доступа: <https://hal-lirmm.ccsd.cnrs.fr/lirmm-01310802/document> (дата обращения 18.02.2018)

4 Карпенко, С.О. Лабораторный стенд для полунатурной отработки систем ориентации микро- и наноспутников [Текст] / С.О. Карпенко, М.Ю. Овчинников. – Режим доступа: http://www.keldysh.ru/papers/2008/prep38/prep2008_38.html (дата обращения 18.02.2018)

5 Simon, D. Hardware-in-the-loop test-bed of an unmanned aerial vehicle using Orccad [Текст] – Режим доступа: <https://hal.inria.fr/inria-00599685> (дата обращения 18.02.2018)

6 Xian, B. A low-cost hardware-in-the-loop-simulation testbed of quadrotor UAV and implementation of nonlinear control schemes [Текст] / B. Xian, B. Zhao, Y. Zhang, X. Zhang // Robotica. – 2017. – Vol.35, No.3. – P. 588-612.

7 Yu, Y. A quadrotor test bench for six degree of freedom flight [Текст] / Y. Yu, X. Ding // Journal of Intelligent Robotic Systems. – 2012. – Vol. 68. – P. 323–338.

8 Moldabekov, M. Stability analysis of the microsatellite attitude control system [Текст] / M. Moldabekov, S. Yelubayev, K. Alipbayev, A. Sukhenko, T. Bopreyev, D. Mikhailenko // Applied mechanics and materials. – 2015. – Vol. 798. – P. 297 – 302.