

УДК 629.78.018.3

Синтез позиционного управления трехосным имитатором движения на основе инвариантности системы по отношению к задающему воздействию

Федченко Д. А.^{1,*}, Мурыгин А. В.²

[*dfed4enko@mail.ru](mailto:dfed4enko@mail.ru)

¹АО «Информационные спутниковые системы»
им. ак. М.Ф. Решетнева, Железнодорожный, Россия

²Сибирский государственный аэрокосмический университет
им. ак. М.Ф. Решетнева, Красноярск, Россия

Данная статья посвящена вопросу - обеспечению точности задания входных воздействий на чувствительные элементы системы ориентации и стабилизации космического аппарата при проведении динамических испытаний на комплексном моделирующем стенде. Рассмотрен вопрос синтеза позиционного управления приводами трехосного имитатора движения входящего в состав комплексного моделирующего стенда. Решена актуальная задача, которая позволяет повысить точность моделирования угловых перемещений датчиков системы в соответствии с сигналами, поступающими от математической модели объекта управления. Анализ предложенного варианта управления показал, что суммарная ошибка при воспроизведении предельных характеристик эталонной переменной системы ориентации космического аппарата не превышает ошибку, заданную требованиями. Особенностью данного алгоритма является простота его реализации, а также возможность варьировать параметры алгоритма управления, как коэффициент усиления, так и дискретность по времени, не нарушая условия инвариантности.

Ключевые слова: система ориентации, имитатор движения, синтез позиционного управления, инвариантность системы управления

Введение

Для подтверждения тактико-технических характеристик системы ориентации и стабилизации (СОС) космических аппаратов (КА), в процессе проектирования и создания системы перед разработчиками стоит задача в проведении многократных отладочных и испытательных работ [1], для проведения которых необходимо создавать различные стенды, использующие методы полунатурного моделирования [2]. Основным принцип работы стендов - имитация входных воздействий на датчики СОС в соответствии с расчетными значениями, аналогичных угловому движению КА. При этом эффективность использования таких стендов в процессе испытаний СОС во многом зависит от точности

воссоздания среды её функционирования, что в свою очередь требует высокой точности воспроизведения внешних воздействий на чувствительные элементы системы. В настоящее время имеются сведения о разработанных стендах. Вклад в теорию и практику создания таких стендов внесли J. L. Schwartz, C. D. Hall (Whorl-I, Whorl-II (США)) [3-6], С.О. Карпенко, М.Ю. Овчинников [7]. Данные стенды обеспечивают имитацию движения по трем осям, при этом угловое движение по двум осям ограничено из-за их конструкции. К тому же они сложны в настройке, управлении и эксплуатации.

На сегодняшний день для проведения наземных испытаний СОС в АО «ИСС» имеется комплексный моделирующий стенд, в состав которого входит различное испытательное оборудование, в том числе и стенд, моделирующий угловое движение КА - трехосный имитатор движения (ТИД), построенный на базе трехстепенного карданового подвеса с интегрирующими приводами вращения [8]. ТИД многофункционален, он может использоваться при построении любых комплексов, входить в состав любых испытательных мест (площадок), где необходимо совершать вращательные движения по трем степеням свободы. При этом, для решения каждой определенной задачи, процедура формирования управляющего воздействия на него может быть различной [9,10]. В целях удовлетворения требований по точности, предъявляемых к ТИД при моделировании различных режимов СОС, возможно применять две схемы включения ТИД в контур моделирования. При первой схеме включения входными данными на приводы ТИД являются проекции скоростей объекта управления СОС. Благодаря интегрирующему действию приводов ТИД обеспечивает необходимые угловые перемещения. Данная схема управления ТИД широко распространена, но она обладает рядом существенных недостатков. Поскольку, во-первых, при данной схеме включения ТИД затруднена выставка начальных углов приборов СОС, а во-вторых, из-за дрейфа интегрирующих приводов невозможно с требуемой точностью моделировать некоторые режимы работы СОС. При этом, данных недостатков можно избежать, используя позиционное управление приводами ТИД в дополнение к первой схеме включения [11]. В таком случае, входными данными на ТИД являются интегралы от проекции угловой скорости объекта управления СОС. Отслеживая задаваемые углы, ТИД будет обеспечивать необходимые угловые перемещения.

Целью данной статьи является повышение точности воспроизведения углового движения КА при помощи ТИД в процессе динамических испытаний СОС.

Поставленная цель определяет необходимость решения следующих задач:

- 1) Определения требований к позиционному управлению ТИД;
- 2) Синтез позиционного управления ТИД (на основе принципа инвариантности).

1. Требования к системе позиционного управления, характеристика ТИД

Требования к системе позиционного управления приводом ТИД определяются динамическими процессами в замкнутой системе (СОС). Положим в начале синтеза, что погрешность воспроизведения ТИД угловых перемещений объекта управления не должна

превышать $0,5'$ в диапазоне частот от 0 с^{-1} до самой высокой частоты собственных колебаний системы равной 2 с^{-1} .

Согласно [12] ТИД имеет следующие основные характеристики:

- приведенная погрешность воспроизведения скорости во всем диапазоне не более $0,01\%$;
- погрешность измерения углового положения цифровым датчиком угла не более $10''$;
- полоса пропускания ТИД $(0-15) \text{ с}^{-1}$;

Практика создания и эксплуатация имитаторов движения показывает, что:

- приведенная погрешность воспроизведения угловых скоростей относится к действию помехи, которая состоит из постоянной составляющей и шума;
- погрешность измерения углового положения обусловлена в основном шумом цифрового датчика угла.

Так как полоса пропускания частот ТИД превышает полосу частот синтезируемой системы, шумы ТИД, без большой погрешности, можно считать «белыми».

Объект управления (ТИД) в полосе частот $(0-15) \text{ с}^{-1}$ согласно [13] можно описать следующим дифференциальным уравнением:

$$\begin{aligned}\dot{X}(t) &= U(t) + V_s(t) \\ X(t_0) &= X_0\end{aligned}\tag{1}$$

Где:

$\dot{X}(t)$ - угол поворота рамки ТИД (переменная состояния и выходная переменная объекта управления);

$U(t)$ - входной сигнал на привод (входная переменная объекта управления);

$V_s(t)$ - возмущающая переменная на входе объекта управления, равная:

$$V_s(t) = V_0 + V(t);$$

V_0 - постоянная часть возмущающей переменной;

$V(t)$ – Гауссовский «белый» шум с нулевым средним.

Следовательно, $V(t)$ удовлетворяет соотношениям:

$$\begin{aligned}E[V(t)] &= 0 \\ E[V(t) \bullet V(\tau)] &= \bar{g} \delta(t - \tau)\end{aligned}\tag{2}$$

Где:

$E[\bullet]$ - среднее значение процесса;

$\bar{g}$ - интенсивность «белого» шума;

$\delta(t - \tau)$ - дельта - функция.

Максимальная величина входной переменной равна верхнему пределу воспроизводимых скоростей ТИД при моделировании режимов СОС и составляет порядка: $|U_{\max}| = 240' / \text{с}$.

В связи с отсутствием достоверной информации относительно составляющих $V_s(t)$ предположим, что каждая составляющая равна максимальному значению абсолютной погрешности воспроизведения скорости. Тогда: $|V_0| = 0.024' / c$ и $\bar{g} = (0.024' / c)^2$.

Изменение выходной переменной $X(t)$ производится в дискретные моменты времени t_K (в дальнейшем вместо t_K будем использовать K), при этом присутствует дискретный шум измерений $W(K)$. Уравнение процесса измерения имеет вид:

$$Y(K) = X(K) + W(K) \quad (3)$$

Где: $Y(K)$ - измерение;

$W(K)$ – некоррелированный с $V(K)$ дискретный Гауссовский «белый» шум с нулевым средним.

Следовательно, $W(K)$ удовлетворяет соотношениям:

$$\begin{aligned} E[W(K)] &= 0 \\ E[V(K) \bullet W(\kappa)] &= 0 \\ E[V(K) \bullet W(\kappa)] &= r \delta_{K\kappa} \end{aligned} \quad (4)$$

Где :

r – интенсивность дискретного белого шума;

$\delta_{K\kappa}$ - дельта – функция в дискретном времени;

$V(K)$ – дискретный «белый» шум, эквивалентный $V(t)$.

Интенсивность белого шума $W(K)$ положим равной квадрату максимального значения погрешности измерения угла: $r = (0.167')^2$.

В связи тем, что возмущение $V(t)$ мало, ошибка слежения синтезируемой системы управления в основном будет определяться шумом измерения $W(K)$. В этом случае поставленную задачу можно решить, используя фильтр, оценивающий значения выходной переменной, и регулятор с пропорциональной обратной связью по оценке выходной переменной. При этом согласно [13] синтез регулятора может производиться в детерминированной постановке.

Таким образом, положим на этапе синтеза: $V(t)=0$, $W(K)=0$. Тогда объект управления в непрерывном времени описывается уравнениями:

$$\begin{aligned} \dot{X}(t) &= U(t) \\ X(t_0) &= X_0 \\ Y(t) &= X(t) \end{aligned} \quad (5)$$

Уравнение регулятора нулевого порядка в непрерывном времени имеет вид:

$$U(t) = \lambda(\eta(t) - X(t)) \quad (6)$$

Где:

λ - коэффициент регулятора;

$\eta(t)$ - эталонная переменная.

Амплитудная частотная характеристика замкнутой системы имеет вид:

$$\Phi(j\omega) = \frac{1}{\sqrt{\frac{1}{\lambda^2} \omega^2 + 1}} \quad (7)$$

Допустив 5-ти процентное искажение амплитуды эталонной переменной на частоте ω_1 , равной 2 с^{-1} , из (7) определяется коэффициент регулятора: $\lambda = 6 \text{ с}^{-1}$.

Разностное уравнение, описывающее замкнутую систему, имеет вид:

$$X(K+1) = (1 - \lambda\Delta)X(K) + \lambda\Delta\eta(t) \quad (8)$$

Интервал квантования, обеспечивающий устойчивость системе (8), должен удовлетворять неравенству: $\Delta \leq 2/\lambda = 0.33 \text{ с}$.

Переходной процесс в системе (8) при выбранных значениях λ и Δ приведен на рис. 1.

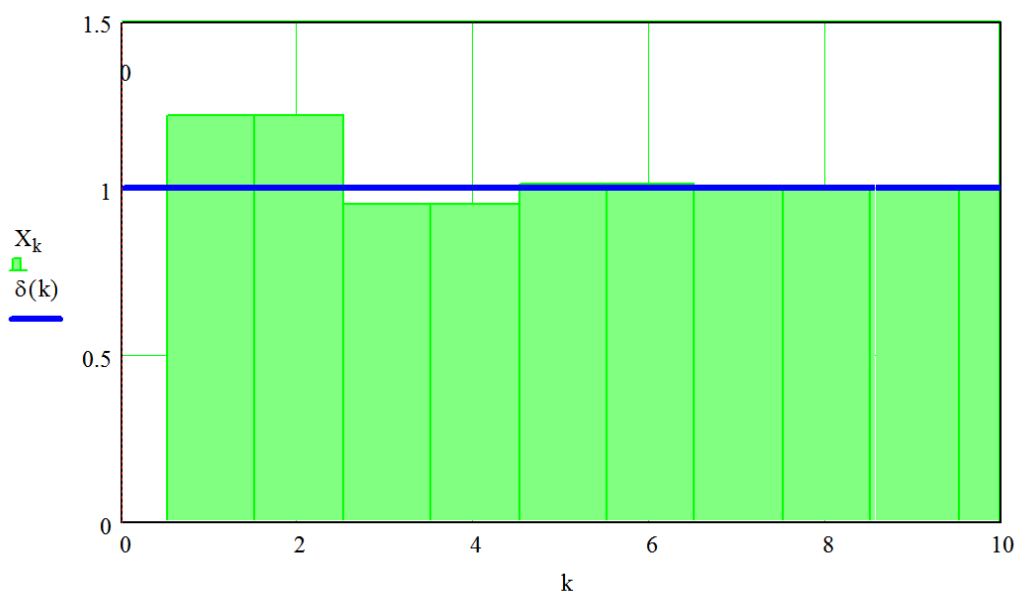


Рис. 1 Переходной процесс в системе управления

При этом максимальная суммарная детерминированная ошибка воспроизведения эталонной переменной равна: $e_{\sigma} = e_{\eta} + e_{\dot{\eta}} = 0.31'$

Где: e_{η} - максимальная ошибка воспроизведения амплитуды эталонной переменной;

$e_{\dot{\eta}}$ - максимальная ошибка воспроизведения скорости эталонной переменной.

Покажем необходимость фильтрации изменений для уменьшения дисперсии выходной переменной. Положим, что $\eta(K)=0$, и учитывая, что исходная система линейная, а $V(K)$ и $W(K)$ некоррелированы, запишем уравнение дисперсии выходной переменной:

$$\sigma_X = \sigma_{XV} + \sigma_{XW} \quad (9)$$

Где: σ_{XV} и σ_{XW} - составляющая σ_X , вызванные $V(K)$ и $W(K)$.

Вычислим σ_{xW} при $V(K)=0$. В соответствии со структурной схемой, приведенной на рис. 2, разностное уравнение, описывающее систему, имеет вид [14]:

$$X(K+1) = (1 - \lambda\Delta)X(K) - \lambda\Delta W(K) \quad (10)$$

Согласно [13] дисперсия выходной переменной σ_{xW} в установившемся режиме удовлетворяет уравнению:

$$\sigma_{xW} = (1 - \lambda\Delta)^2 \sigma_{xW} + \lambda^2 \Delta^2 r \quad (11)$$

Вычислим σ_{xV} при $W(K)=0$. В соответствии со структурной схемой, приведенной на рис. 2, разностное уравнение, описывающее систему в данном случае, имеет вид:

$$X(K+1) = (1 - \lambda\Delta)X(K) + V(K) \quad (12)$$

Дисперсия выходной переменной σ_{xV} при $W(K)=0$ в установившемся режиме имеет вид:

$$\sigma_{xV} = (1 - \lambda\Delta)^2 \sigma_{xV} + g\Delta \quad (13)$$

Где: $g\Delta$ - интенсивность дискретного белого шума $V(K)$.

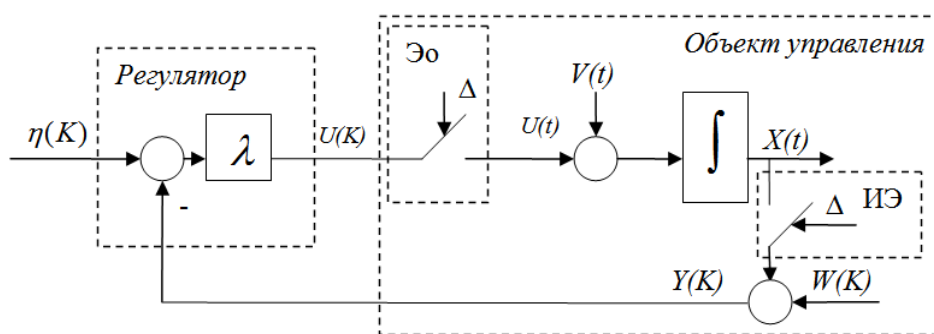


Рис. 2 Структурная схема ТИД с регулятором нулевого порядка

Где: Эо –экстраполятор нулевого порядка; ИЭ – импульсный элемент.

Разрешив уравнения (11) и (13) относительно σ_{xV} и σ_{xW} и подставляя значения входящих величин, в соответствии с (9) значение дисперсии будет равно: $\sigma_x = (0.208')^2$.

Среднеквадратичная ошибка определения $X(t)$ обусловлена наличием $W(K)$, $V(t)$, равна: $\sigma_s = (0.208')$. Полученная ошибка σ_s с учетом детерминированной ошибки e_s превышает ошибку, заданную требованиями.

2. Синтез позиционного управления на основе принципа инвариантности

Уменьшение ошибки σ_s можно достичь, применяя для оценки выходной переменной различные фильтры: например фильтр Калмана, обеспечивающий несмещенную оценку с минимальной дисперсией [15]. Однако такие фильтры достаточно сложны в настройке и реализации. Существует еще один способ повышения точности, основанный на получении инвариантности системы по отношению к задающему воздействию.

Положим на этапе синтеза, что: $V(t)=0$ и $W(K)=0$. Тогда уравнения [1], описывающие ТИД с регулятором нулевого порядка, в непрерывном времени имеют вид:

$$\begin{aligned}\dot{X}(t) &= \lambda(h(t) - Y(t)) \\ X(t_0) &= X_0 \\ Y(t) &= X(t)\end{aligned}\quad (14)$$

Где: $h(t)$ - задающее воздействие.

Процесс интегрирования проекций угловой скорости объекта управления СОС на ось рамки ТИД описывается дифференциальными уравнениями:

$$\begin{aligned}\dot{\eta}(t) &= g(t) \\ \eta(t_0) &= \eta_0\end{aligned}\quad (15)$$

Где: $g(t)$ - проекция угловой скорости;

$\eta(t)$ - угол поворота объекта управления СОС (эталонная переменная).

Вычитая (14) из (15), определим $h(t)$, обеспечивающее $\dot{\eta}(t) = \dot{X}(t)$:

$$h(t) = (1/\lambda)g(t) + X(t) \quad (16)$$

Проинтегрировав $\dot{\eta}(t) = \dot{X}(t)$, получим:

$$\eta(t) = \eta_0 + X(t) \quad (17)$$

Где: η_0, X_0 - начальные значения интеграторов.

Таким образом, задающее воздействие $h(t)$ в виде (16) обеспечивает $\eta(t)=X(t)$ при одинаковых начальных значениях интеграторов. Тогда $h(t)$ можно представить в следующем виде:

$$h(t) = (1/\lambda)g(t) + \eta(t) \quad (18)$$

Уравнение (14) с таким законом принимает следующий вид:

$$\begin{aligned}\dot{X}(t) &= g(t) - \lambda X(t) + \lambda \eta(t) \\ X(t_0) &= X_0 \\ Y(t) &= X(t)\end{aligned}\quad (19)$$

Данные уравнения совместно с (15) описывает систему, структурная схема которой приведена на рис. 3.

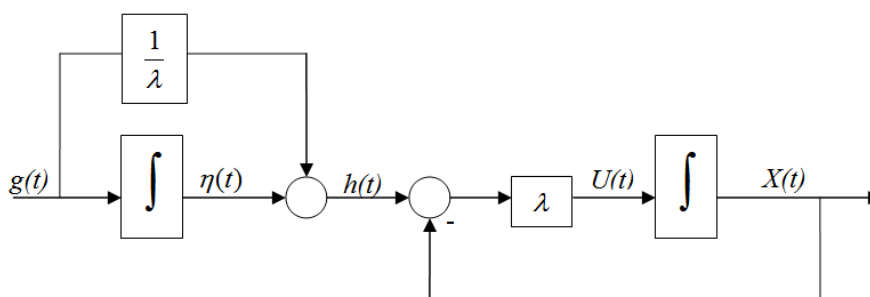


Рис. 3 Структурная схема ТИД с регулятором нулевого порядка

Решение полученной системы дифференциальных уравнений (19) имеет вид:

$$\begin{aligned} X(t) &= \eta(t) + (X_0 - \eta_0)e^{-\lambda t} \\ \eta(t) &= \int_0^t g(\tau) d\tau + \eta_0 \end{aligned} \quad (20)$$

Из (20) следует, что при нулевых начальных значениях интеграторов или в установившемся состоянии (когда $e^{-\lambda t}$ становится близким к нулю), система (15), (19) без ошибки воспроизводит эталонную переменную.

Уравнения (15), (20) в дискретном времени имеют вид:

$$\begin{aligned} X(K+1) &= (1 + \Delta\lambda)X(K) + \Delta\lambda\eta(K) + \Delta g(K) \\ X(K_0) &= X_0 \end{aligned} \quad (21)$$

$$\begin{aligned} \eta(K+1) &= \eta(K) + \Delta g(K) \\ \eta(K_0) &= \eta_0 \end{aligned} \quad (22)$$

Структурная схема с учетом дискрета по времени приведена на рис. 4.

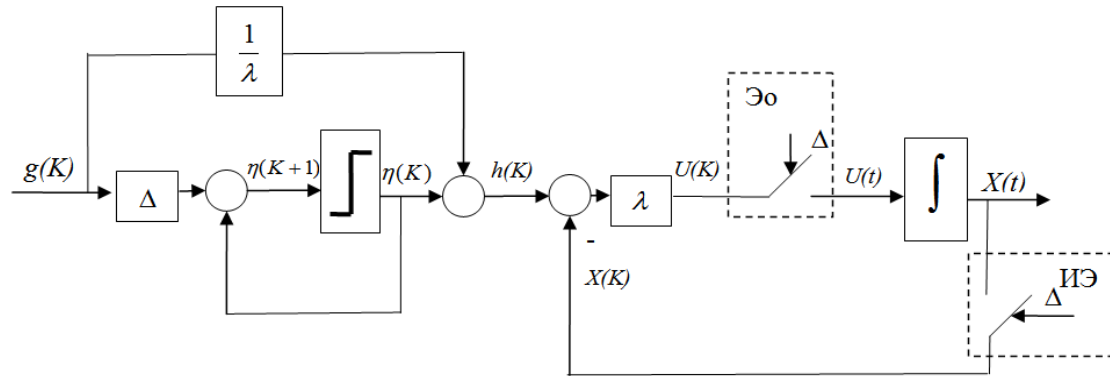


Рис. 4 Структурная схема ТИД с регулятором нулевого порядка с дискретом по времени

Особенностью приведенного алгоритма управления является возможность изменять λ и Δ в пределах ограничения условием устойчивости системы (21), (22) $\Delta\lambda \leq 2$ и условием воспроизведения максимальной частоты эталонной переменной $\Delta \leq 1.5$ с. В частности, уменьшения λ при фиксированном Δ , можно, согласно выражению (11), фильтровать шум измерений.

Запишем выражение для дисперсии выходной переменной от шума измерения $W(K)$ и помехи $V(K)$.

$$\sigma_x = \Delta\lambda r / (2 - \Delta\lambda) + g / \Delta\lambda(2 - \Delta\lambda) \quad (23)$$

Выберем λ и Δ , удовлетворяющие $\Delta\lambda \leq 2$ и $\Delta \leq 1.5$ с: $\lambda = 1$ и $\Delta = 0.4$ с. Подставим эти значения в (23), получим: $\sigma_x = (0.09')^2$. Среднеквадратическая ошибка равна: $\sigma_s = (0.09')$.

Из детерминированных ошибок при рассмотренном алгоритме управления остается лишь ошибка вызванная V_0 :

$$e_\partial = V_0 / \lambda = 0.024' \quad (24)$$

Суммарная ошибка не превышает ошибки, заданной требованиями:
 $e = e_s + e_d = 0.113'$.

Следует заметить, что существует предел уменьшения λ . Во-первых, согласно (24) при уменьшении λ растет ошибка V_0 . Во-вторых, в соответствии с (12) при уменьшении λ растет $\sigma_{\text{ХУ}}$. В-третьих, согласно (20) малое λ обуславливает медленное затухание собственных движений, возникающих из-за действия возмущений, не уточненных при постановке задачи.

Выводы

Таким образом, рассмотрен вариант синтеза позиционного управления трехосным имитатором движения, обеспечивающий инвариантность системы по отношению к эталонной переменной. Анализ предложенного варианта управления показал, что суммарная ошибка при воспроизведении предельных характеристик эталонной переменной не превышает ошибку, заданную требованиями. Особенностью данного алгоритма является простота его реализации, а также возможность варьировать параметры алгоритма управления, как коэффициент усиления, так и дискретность по времени, не нарушая условия инвариантности. Предложенный алгоритм управления приводами ТИД позволит с достаточной точностью воспроизводить имитируемое угловое перемещение объекта управления, что в свою очередь повысит качество и эффективность динамических испытаний активных СОС на комплексе полунатурного моделирования.

Список литературы

1. Евтифьев М.Д. Испытания ракетно-космической техники: учеб. пособие. Красноярск: СибГАУ, 2004. 308 с.
2. Дернов С.А., Туляков А.М., Федченко Д.А. Применение полунатурного моделирования для наземной отработки систем ориентации космических аппаратов нового поколения // Научно-техническая конференция молодых специалистов ОАО «Информационные спутниковые системы» им. академика М.Ф. Решетнева»: матер. Железногорск, 2008. С. 29-30.
3. Bernstein D.S., McClamroch N.H., Bloch A. Development of Air Spindle and Triaxial Air Bearing Test beds for Spacecraft Dynamics and Control Experiments // Proceedings of the 2001 American Control Conference. Vol. 5. IEEE Publ., 2001. P. 3967-3972. DOI: [10.1109/ACC.2001.946287](https://doi.org/10.1109/ACC.2001.946287)
4. Schwartz J.L., Hall C.D. The Distributed Spacecraft Attitude Control System Simulator: Development, Progress, Plans, 2003 // Proc. NASA Space Flight Mechanics Symposium (Goddard Space Flight Center, Greenbelt, Maryland, October 28–30, 2003). Режим доступа: <http://www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/papers/FMS03.pdf> (дата обращения 22.11.2014).
5. Schwartz J.L., Hall C.D. Comparison of system identification techniques for a spherical air-bearing spacecraft simulator // Proc. AAS/AIAA Astrodynamics Specialists Conference

- (Big Sky, Montana, August 2003). AAS Paper 03-611. Режим доступа: http://www.researchgate.net/publication/228757000_Comparison_of_System_Identification_Techniques_for_a_Spherical_Air-Bearing_Spacecraft_Simulator (дата обращения 01.10.2015).
6. Schwartz J.L., Hall C.D. System Identification of a Spherical Air-Bearing Spacecraft Simulator // Proc. AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting (Maui, Hawaii, February 2004). AAS Paper 04-112. Режим доступа: <http://www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/papers/AAS04-122.pdf> (дата обращения 01.10.2015).
 7. Карпенко С.О., Овчинников М.Ю. Лабораторный стенд для полунатурной отработки систем ориентации микро- и наноспутников. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2008. 30 с. (Препринт / ИПМ им. М.В. Келдыша РАН; № 38). Режим доступа: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2008-38> (дата обращения 01.10.2015).
 8. Синицкий Д.Е. Модернизированный испытательный комплекс для контроля динамических характеристик космического аппарата на основе методов полунатурного моделирования: дис. ... канд. техн. наук. Красноярск, 2014. 124 с.
 9. Федченко Д.А., Горелко М.Г. Применение лабораторных комплексов модульного типа для решения задач наземных испытаний систем ориентации и стабилизации космических аппаратов // Современные проблемы науки и образования. 2015. № 1-1. Режим доступа: <http://www.science-education.ru/121-19571> (дата обращения 07.06.2015).
 10. Федченко Д.А., Синицкий Д.Е. Решение задач наземной экспериментальной отработки системы ориентации и стабилизации космических аппаратов с применением трехосного имитатора движения // Вестник СибГАУ. 2015. Т. 16, № 3. С. 670-679.
 11. Калихман Д.М. Позиционные управляемые стенды для динамических испытаний гироскопических приборов / под общ. ред. акад. В.Г. Пешехонова. СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2008. 296 с.
 12. 3-Осевой стенд модели AC3337 // ACUTRONIC: сайт компании. Режим доступа: <http://www.acutronic.com/ru/produkcija/3-osevye-stendy.html> (дата обращения 19.08.2013).
 13. Квакернаак Х., Сиван Р. Линейные оптимальные системы управления: пер. с англ. М.: Мир, 1977.
 14. Ту Ю.Т. Цифровые и импульсные системы автоматического управления / пер. с англ. О.Д. Богомоллова Ю.И. Бородин Ю.И.; под ред. В.В. Солодовникова. М.: Машиностроение, 1964. 703 с.
Фильтрация и стохастическое управление в динамических системах: пер. с англ. / ред. К.Т. Леондес. М.: Мир, 1980. 408 с.

Synthesis of Positional Control of Tri-axial Motion Simulator Based on the System Invariance as Related to the Reference Variable

D.A. Fedchenko^{1,*}, A.V. Murygin²

[*dfed4enko@mail.ru](mailto:dfed4enko@mail.ru)

¹SC Academician M.F. Reshetnev Information Satellite Systems,
Zheleznogorsk, Russia

²Siberian State Aerospace University n.a. M. F. Reshetnev,
Krasnoyarsk, Russia

Keywords: satellite attitude determination and control systems, motion simulator, synthesis of positional control, the invariance of the control system

The most important way to improve the satellite is to create more precise, easy, reliable and durable satellite attitude determination and control systems (ADCS). This is provided by a sustained progress, currently, observed in the area of the sensors and executive bodies. Thus, improving the reliability and quality of the newly created satellite ADCS, requires repeated debugging and testing work. To provide this work it is necessary to create laboratory benches and complexes using HIL (hardware-in-the-loop) simulation methods. The basic principle of such laboratory benches and systems is to simulate the input action on ADCS sensor in accordance with the calculated values, similar to the angular motion of the satellite. Thus, an efficiency of using such stands and complexes, while testing the satellite ADCS, depends directly on the environmental fidelity of its functioning, which, in turn, requires high fidelity of environment action on the ADCS sensing elements in accordance with the calculated values, similar to the angular motion of the real satellite. To date, to conduct ground tests of the satellite ADCS there is a complex modeling stand in JSC "ISS". It comprises a variety of test equipment, including a stand to simulate the angular motion of the satellite, i.e. a three-axis simulator of motion, built on the three-gimbal suspension with integrating rotary drives.

The article consists of two sections. The first section presents in detail the requirements for control of a three-axis motion simulator to carry out dynamic tests of the satellite ADCS on the complex modeling stand. The second one gives quite detailed description of the synthesis strategy of a positional control of the tri-axial motion simulator based on the system invariance as related to the reference variable. The article shows main advantages of the proposed algorithm of control.

In conclusion, the article shows that, when using a control algorithm of developed tri-axial motion simulator based on the invariance, the total error of the simulating limit performance of the satellite ADCS reference variable does not exceed the requirements-specified error. The fea-

ture of the given algorithm is that it is easy implemented, as well as is capable to vary the control parameters both gain and discreteness on time, without disturbing the invariance conditions.

References

1. Evtif'ev M.D. *Ispytaniya raketno-kosmicheskoi tekhniki* [Testing rocket and space technology]. Krasnoyarsk, SibSAU, 2004. 308 p. (in Russian).
2. Dernov S.A., Tulyakov A.M., Fedchenko D.A. The use of hardware-in-the-loop simulation for ground testing of systems of orientation of satellite of new generation. *Nauchno-tekhnicheskaya konferentsiya molodykh spetsialistov OAO "Informatsionnye sputnikovye sistemy" im. akademika M.F. Reshetneva*: mater. [Proc. of the Scientific and technical conference of young specialists of JSC "Academician M.F. Reshetnev Information Satellite Systems"]. Zheleznogorsk, 2008, pp. 29-30. (in Russian).
3. Bernstein D.S., McClamroch N.H., Bloch A. Development of Air Spindle and Triaxial Air Bearing Test beds for Spacecraft Dynamics and Control Experiments. *Proceedings of the 2001 American Control Conference*. Vol. 5. IEEE Publ., 2001, pp. 3967-3972. DOI: [10.1109/ACC.2001.946287](https://doi.org/10.1109/ACC.2001.946287)
4. Schwartz J.L., Hall C.D. The Distributed Spacecraft Attitude Control System Simulator: Development, Progress, Plans, 2003. *Proc. NASA Space Flight Mechanics Symposium*, Goddard Space Flight Center, Greenbelt, Maryland, October 28–30, 2003. Available at: <http://www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/papers/FMS03.pdf>, accessed 22.11.2014.
5. Schwartz J.L., Hall C.D. Comparison of system identification techniques for a spherical air-bearing spacecraft simulator. *Proc. AAS/AIAA Astrodynamics Specialists Conference* (Big Sky, Montana, August 2003). AAS Paper 03-611. Available at: http://www.researchgate.net/publication/228757000_Comparison_of_System_Identification_Techniques_for_a_Spherical_Air-Bearing_Spacecraft_Simulator, accessed 01.10.2015.
6. Schwartz J.L., Hall C.D. System Identification of a Spherical Air-Bearing Spacecraft Simulator. *Proc. AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting* (Maui, Hawaii, February 2004). AAS Paper 04-112. Available at: <http://www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/papers/AAS04-122.pdf>, accessed 01.10.2015.
7. Karpenko S.O., Ovchinnikov M.Y. *Laboratornyi stend dlya polunaturnoi otrabotki sistem orientatsii mikro- i nanosputnikov*. Preprint no. 38 [Laboratory Facility for Testing of Micro- and Nanosatellite Attitude Control Systems. Preprint no.38]. Moscow, Keldysh Institute of Applied Mathematics (Russian Academy of Sciences), 2013. 16 p. Available at: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2008-38>, accessed 01.10.2015. (in Russian, unpublished).
8. Sinitskii D.E. *Modernizirovannyi ispytatel'nyi kompleks dlya kontrolya dinamicheskikh kharakteristik kosmicheskogo apparata na osnove metodov polunaturnogo modelirovaniya*. Kand. dis. [Upgraded test facilities for monitoring dynamic characteristics of spacecraft on

- the basis of methods of hardware-in-the-loop simulation. Cand. dis.]. Krasnoyarsk, 2014. 124 p. (in Russian, unpublished).
9. Fedchenko D.A., Gorelko M.G. Use of lab facilities of modular type for attitude control and determination system on-ground testing *Sovremennye problemy nauki i obrazovaniya* = *Modern problems of science and education*, 2015, no. 1-1. Available at: <http://www.science-education.ru/121-19571> , accessed 07.06.2015. (in Russian).
 10. Fedchenko D.A., Sinitskiy D.E. Onground testing of satellite attitude determination and control system with three-axis motion simulator. *Vestnik SibGAU*, 2015, vol. 16, no. 3, pp. 670-679. (in Russian).
 11. Kalikhman D.M. Pozitsionnye upravlyaemye stendy dlya dinamicheskikh ispytaniy giroskopicheskikh priborov [Position controlled stands for dynamic tests of gyroscopic devices]. St. Petersburg, Publ. of The State Research Center of the Russian Federation – Concern CSRI Elektropribor, JSC, 2008. 296 p. (in Russian).
 12. 3-Axis Rate Tables Series AC3337. ACUTRONIC: company website. Available at: <http://www.acutronic.com/ru/produkcija/3-osevye-stendy.html> , accessed 19.08.2013. (in Russian).
 13. Kwakernaak H., Sivan R. *Linear optimal control systems*. Wiley-Interscience, 1972. (Russ. ed.: Kwakernaak H., Sivan R. *Lineynye optimal'nye sistemy upravleniya*. Moscow, Mir Publ., 1977. 650 p.).
 14. Tou J.T. *Digital and sampled-data control systems*. New York, McGraw-Hill Book Company, Inc., 1959. (Russ. ed.: Tou J.T. *Tsifrovye i impul'snye sistemy avtomaticheskogo upravleniya*. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1964. 703 p.).
 15. Leondes C.T., ed. *Control and Dynamic Systems. Vol. 12*. Academic Press, Inc., 1976. (Russ. ed.: Leondes C.T., ed. *Fil'tratsiya i stokhasticheskoe upravlenie v dinamicheskikh sistemakh*. Moscow, Mir Publ., 1980. 408 p.).