

В. Я. Распопов, д-р техн. наук, зав. кафедрой, tgupu@yandex.ru,
Тульский государственный университет

Гиродины как объекты изучения по направлению высшего профессионального образования "Системы управления движением и навигация". Часть 2*. Динамика

Рассмотрена динамика управляющего комплекса космического аппарата с использованием двухосного гироина на трехстепенных гироскопах и одноосного гироина на двухстепенном гироскопе.

Динамика гироина и процесса управления космическим аппаратом рассмотрена на базе теории трехстепенного астатического гироскопа.

Ключевые слова: гироин, гироскоп, подвес, жесткость, колебания, прецессия, нутация, момент, космический аппарат, стабилизация

Введение

Принцип работы гироинов, или иначе — управляющих комплексов (УК), независимо от их кинематических схем базируется на теореме об изменении момента количества движения, которая является базой для построения теории гироскопических систем [1—4]. Упомянутая теорема имеет геометрическую интерпретацию (вектор линейной скорости конца вектора момента количества движения системы равен вектору момента всех сил, действующих на систему), известную как теорема Резаля. Теорема Резаля легко трансформируется в метод составления уравнений движения гироскопических систем, известный как метод кинетостатики (метод Д'Аламбера). Этот метод обладает наглядностью и требует ясного представления о всех моментах сил, действующих в системе [5, 6]. Поэтому метод кинетостатики целесообразно применять при анализе предметной области изучаемых объектов — гироинов.

Содержание предметной области должно включать описание и исследование динамики системы "космический аппарат (КА) — УК" (полнота исследования зависит от объема учебных часов) и достаточно подробное изучение динамики гироина с точки зрения обеспечения заданной скорости вращения подвеса гироскопа на заданный угол поворота — параметров, обеспечивающих точность стабилизации КА. При разработке предметной области использовались журнальные статьи и материалы конференций, некоторые из которых указаны ниже.

Постановка задач управления КА методом гиросиловой стабилизации содержится в работах [1, 2, 7]. Сопоставление проектных данных и полетных результатов работы гиросилового УК для одного из КА приведено в работе [8]. Формирование принципов управления движением КА, в том числе с помощью гироскопических УК, изложено в работах [9, 10].

* Часть 1 опубликована в журнале "Мехатроника, автоматизация, управление" № 12, 2014.

В работе [11] приведены описание конкретной гиросиловой системы ориентации КА, кинематическая схема, результаты моделирования работы УК.

Таким образом, статья содержит возможный вариант описания предметной области объектов изучения (гироинов), материал базируется на монографиях и учебных пособиях по теории гироскопических систем, а также на публикациях специалистов в области управления, в том числе гиросилового КА.

Динамика двухосного управляющего комплекса на трехстепенных гироскопах

Получим уравнения движения системы "УК — КА" для режима активной стабилизации. На рис. 1 в соответствии с рис. 10 (часть 1) введены системы координат (СК), определяющие положение КА и гироскопов для режима активной стабилизации относительно оси OY . Положение связанной с КА СК XYZ относительно опорной СК $\xi\eta\zeta$ определено углом γ . С гироскопом G_1 связана СК $x_1y_1z_1$, положение которой относительно СК XYZ определено углом β_1 . С гироскопом G_2 связана СК $x_2y_2z_2$, положение которой относительно СК XYZ определено углом β_2 . При стабилизации КА относительно оси OY оси кардановых подвесов гироскопов, соответствующих по направлению осям 0_1z_1 и 0_2z_2 , связаны кинематической спаркой C_β , которая обеспечивает равенство по модулю углов β_1 и β_2 при противоположном направлении угловых скоростей $\dot{\beta}_1$ и $\dot{\beta}_2$ их изменения.

На рис. 1 нанесены основные векторы моментов сил без учета перекрестных связей между каналами стабилизации, действующие относительно осей OY , 0_1z_1 и 0_2z_2 .

При отклонении КА на угол γ с угловой скоростью $\dot{\gamma}$ к оси подвеса гироскопа G_1 прецессионным двигателем прикладывается момент $M_{\text{пд}\beta}$, который разворачивает гироскоп G_1 на угол β_1 и через спарку — гироскоп G_2 на угол β_2 в противоположном направлении. В результате возникают гироскопические моменты $H_1\beta_1$ и $H_2\beta_2$, которые имеют однонаправленные проекции моментов $H_1\beta_1\cos\beta_1$

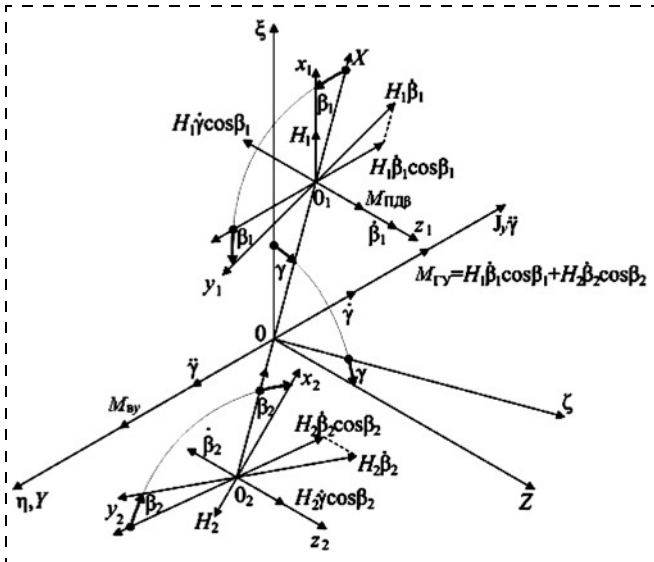


Рис. 1. К выводу уравнений движения системы "КА — УК" в режиме активной стабилизации относительно оси 0Y

и $H_2\beta_2\cos\beta_2$, в сумме образующие момент, который вызывает управляемое вращение КА в сторону уменьшения угла γ . Инерционный момент $J_y\ddot{\gamma}$ препятствует вынужденному вращению КА в направлении увеличения угла γ . Следствием угловой скорости $\dot{\gamma}$ являются противоположно направленные гироскопические моменты $H_1\dot{\gamma}\cos\beta_1$ и $H_2\dot{\gamma}\cos\beta_2$, которые уравнивают момент $M_{\text{пд}\beta}$ и обнуляют угловую скорость $\dot{\beta} = 0$.

Положим, что углы $\beta_1 = \beta_2 = \beta$ — величины малые, $H_1 = H_2 = H$, отсутствует демпфирование КА относительно оси 0Y гироскопов относительно осей подвеса, и в соответствии с методом кинетостатики получим уравнения движения системы "КА — УК" для активного режима стабилизации относительно оси 0Y:

$$\begin{cases} J_y\ddot{\gamma} + 2H\dot{\beta} = M_{\text{в}y}; \\ J_{\text{Г}z}\ddot{\beta} - H\dot{\gamma} = M_{\text{пд}\beta}, \end{cases} \quad (1)$$

где J_y — момент инерции системы "КА — УК" относительно оси 0Y; $J_{\text{Г}z}$ — момент инерции гироскопического УК, включающего гироскопы Г₁ и Г₂, относительно оси 0Z; $M_{\text{в}y}$ — возмущающий момент, действующий на КА относительно оси 0Y.

Аналогично изложенному, уравнения движения системы "КА — УК" для активного режима стабилизации относительно оси 0Z при условии $\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha$ имеют вид

$$\begin{cases} J_z\ddot{\alpha} + 2H\dot{\alpha} = M_{\text{в}z}; \\ J_{\text{Г}y}\ddot{\alpha} - H\dot{\gamma} = M_{\text{пд}\alpha}, \end{cases} \quad (2)$$

где обозначения имеют тот же смысл, что и в уравнениях (1), но применительно к оси 0Z (см. рис. 9, часть 1).

Структура уравнений (1) и (2) соответствует трехстепенному гироскопу, и решение системы (1) для нулевых начальных условий [4, 5, 6] имеет вид

$$\begin{cases} \gamma = \frac{M_{\text{в}y}}{J_y\mu^2} + A_\gamma\sin(\mu t - \varphi_\gamma) - \frac{M_{\text{пд}\beta}}{H}t; \\ \beta = \frac{M_{\text{пд}\beta}}{J_{\text{Г}z}\mu^2} + A_\beta\sin(\mu t - \varphi_\beta) + \frac{M_{\text{в}y}}{2H}t, \end{cases} \quad (3)$$

где $\mu = \sqrt{2}H/J_yJ_{\text{Г}z}$ — частота собственных (нутационных) колебаний системы "КА — УК";

$$\begin{cases} A_\gamma = \frac{1}{\mu} \sqrt{\left(\frac{M_{\text{пд}\beta}}{H}\right)^2 + \left(\frac{M_{\text{в}y}}{J_y\mu}\right)^2}; \quad \text{tg}\varphi_\gamma = \frac{M_{\text{в}y}H}{M_{\text{пд}\beta}J_y\mu}; \\ A_\beta = \frac{1}{\mu} \sqrt{\left(\frac{M_{\text{в}y}}{H}\right)^2 + \left(\frac{M_{\text{пд}\beta}}{J_{\text{Г}z}\mu}\right)^2}; \quad \text{tg}\varphi_\beta = \frac{M_{\text{пд}\beta}H}{M_{\text{в}y}J_{\text{Г}z}\mu}. \end{cases}$$

Из решений (3) следует, что при действии управляющего и возмущающего моментов имеют место угловые развороты космического аппарата и гироскопов, относительно которых система "КА — УК" и гироскопы совершают высокочастотные нутационные колебания, а также имеется прецессия гироскопов под влиянием возмущающего момента.

Если предположить, что $M_{\text{в}y} = 0$, то из (3) следует:

$$\begin{cases} \gamma(t) = \frac{M_{\text{пд}\beta}}{H} \left(t - \frac{1}{\mu} \sin\mu t \right); \\ \beta(t) = \frac{M_{\text{пд}\beta}}{J_{\text{Г}z}\mu^2} (1 + \cos\mu t). \end{cases} \quad (4)$$

При $M_{\text{в}z} = 0$ могут быть получены решения системы (2), аналогичные (4):

$$\begin{cases} \vartheta(t) = -\frac{M_{\text{пд}\alpha}}{H} \left(t - \frac{1}{\mu} \sin\mu t \right); \\ \alpha(t) = \frac{M_{\text{пд}\alpha}}{J_{\text{Г}y}\mu^2} (1 + \cos\mu t). \end{cases} \quad (5)$$

Из решений (4), (5) следует, что система "КА — УК" имеет высокочастотные колебания относительно смещенных координат, а также управляемый разворот КА, устраняющий его отклонения по углам крена и тангажа.

Динамика одноосного управляющего комплекса на двухстепенном гироскопе с упругими элементами подвеса

Известно [1, 8–11], что увеличение маневренности КА при неизменном кинетическом моменте ротора может быть достигнуто увеличением скорости вращения подвеса, обеспечиваемого двигателями прецессии, что следует также из (3)–(5). На рис. 2 приведена кинематическая модель одноос-

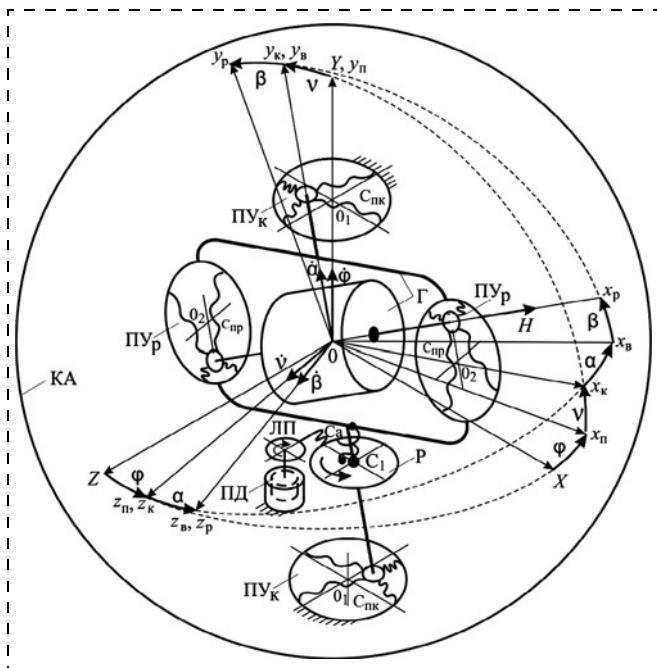


Рис. 2. Кинематическая модель одноосного гироскопического управляющего комплекса с упругими элементами конструкции (КА — космический аппарат; Г — гироскоп; ПУ_к, ПУ_р — подшипниковые узлы кожуха и ротора; ПД — прецессионный двигатель; Р — редуктор; ЛП — люфтовывирающая пружина)

ного гироскопического УК с упругими элементами конструкции [11].

С КА связана система координат (СК) XYZ . С кожухом (рамой) гироскопа связана СК $x_p y_p z_p$, положение которой определено углом φ относительно СК XYZ при условии, что конструкция жесткая. В силу конечной жесткости (упругости) подвеса, определяемой коэффициентом жесткости $C_{пк}$, положение СК $x_k y_k z_k$ относительно СК $x_p y_p z_p$ определено углом ψ . В случае жесткой конструкции ось подвеса кожуха совпадала бы с осью $0y_p$, а ось вращения ротора — с осью $0x_p$. Упругие элементы конструкции показаны в виде упругих подшипниковых узлов подвеса (ПУ_к) и ротора (ПУ_р).

Наружные кольца ПУ_к связаны с КА (показано штриховкой), а наружные кольца ПУ_р связаны с кожухом (рамой) гироскопа. При абсолютной жесткости ПУ_р ось собственного вращения ротора совпадала бы с осью $0z_k$, на которой находится также ось симметрии $0_2 0_2$ ПУ_р.

В силу конечной жесткости ПУ_р, определяемой коэффициентом жесткости $C_{пр}$, положение оси собственного вращения ротора $0z_p$ задано углом α в СК $x_p y_p z_p$ и углом β в СК $x_k y_k z_k$.

Редуктор (Р) относительно оси подвеса кожуха обладает конечной жесткостью на кручение, определяемой коэффициентом жесткости C_1 , что отображено в виде пружины, связывающей последнее звено Р с кожухом. В редукторе имеется также люфтовывирающая пружина (ЛП) с коэффициентом жесткости C_2 , которая устраняет люфт в редукторе при возможных изменениях межцентровых

расстояний между колесами редуктора из-за упругих деформаций и других причин. Прецессионный двигатель (ПД) жестко связан с КА (показано штриховкой).

На рис. 3 в соответствии с рис. 2 показаны векторы основных моментов сил, действующих в системе.

Прежде всего отметим, что КА вращается в инерциальном пространстве и угловая скорость этого вращения имеет на оси связанной СК XYZ соответственно проекции $\omega_1, \omega_2, \omega_3$.

На оси $0Y_k$ и $0Z_k$ СК, связанной с кожухом, и на оси $0Y_p, 0Z_p$ СК, связанной с ротором, нанесены соответственно векторы проекций абсолютных угловых скоростей кожуха и ротора, которые с учетом малых значений углов ψ, α, β равны:

$$\begin{aligned}\omega_{Y_k} &\approx \omega_2 + \dot{\varphi}; \\ \omega_{Z_k} &= \omega_1 \sin \varphi + \omega_3 \cos \varphi + \dot{\psi}; \\ \omega_{Y_p} &\approx \omega_{Y_k} + \alpha; \\ \omega_{Z_p} &\approx \omega_{Z_k} + \dot{\beta}.\end{aligned}\quad (6)$$

С учетом малых значений углов и угловых скоростей упругих деформаций в соответствии с методом кинестатики относительно осей $0Y_p, 0Z_p$ имеют место следующие равенства моментов:

$$\begin{aligned}A\dot{\omega}_{Y_p} + H\omega_{Z_p} + c_{пр}\alpha + \epsilon_{пр}\dot{\alpha} &= 0; \\ A\dot{\omega}_{Z_p} - H\omega_{Y_p} + c_{пр}\beta + \epsilon_{пр}\dot{\beta} &= 0,\end{aligned}\quad (7)$$

где A — экваториальный момент инерции ротора; H — кинетический момент ротора; $c_{пр}$ — коэффициент жесткости подшипниковых узлов ротора; $\epsilon_{пр}$ — коэффициент вязкого трения в опорах ротора.

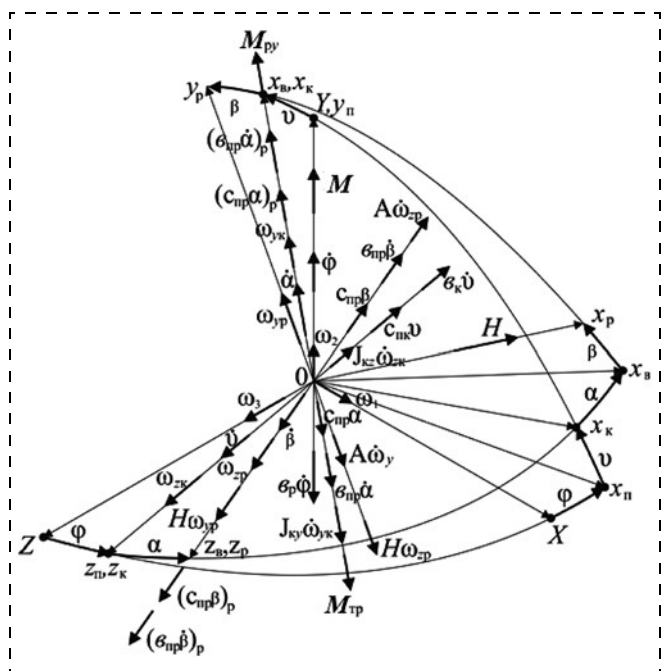


Рис. 3. К выводу уравнений движения гироскопического управляющего комплекса с упругими элементами подвеса

Относительно оси $0Y_k$ к кожуху гироскопа приложены следующие моменты сил:

$J_{ky}\dot{\omega}_{yk}$ — инерционный момент (J_{ky} — момент инерции кожуха гироскопа относительно оси $0Y_k$);

M_{py} — упругий момент в редукторе, приведенный к оси $0Y_k$;

M_{tr} — момент сил сухого трения в подшипниковых узлах ПУ_к;

$e_p\dot{\phi}$ — момент сил вязкого трения (e_p — абсолютный коэффициент вязкого трения);

$(c_{pr}\alpha)_p$ — реактивный момент, приложенный к кожуху со стороны упругой опоры ротора, по модулю равный моменту $c_{pr}\alpha$, но направленный в противоположную сторону;

$(e_{pr}\dot{\alpha})_p$ — реактивный момент скоростного (вязкого) трения, действующий со стороны упругой опоры ротора, по модулю равный моменту $e_{pr}\dot{\alpha}$, но направленный в противоположную сторону.

Относительно оси $0Z_k$ к кожуху гироскопа приложены следующие моменты сил:

$J_{kz}\dot{\omega}_{zk}$ — инерционный момент (J_{kz} — момент инерции кожуха гироскопа относительно оси $0Z_k$);

$c_{pr}\beta$, $e_{pr}\dot{\beta}$ — реактивные моменты упругих и вязких сил сопротивления, приложенные к кожуху со стороны ротора;

$c_{pk}v$ — момент упругих сил из-за жесткости c_{pk} подшипниковых узлов подвеса кожуха;

$e_k\dot{v}$ — момент сил вязкого сопротивления подшипниковых узлов подвеса кожуха (e_k — абсолютный коэффициент демпфирования) подшипниковых узлов подвеса (кожуха).

В соответствии с методом кинестатики и с учетом малости углов α , β , v равенства моментов сил относительно осей $0Y_k$ и $0Z_k$ имеют вид

$$\begin{cases} J_{ky}\dot{\omega}_{yk} - c_{pr}\alpha - e_{pr}\dot{\alpha} - M_{py} + e_p\dot{\phi} + M_{tr} = 0; \\ J_{kz}\dot{\omega}_{zk} - c_{pr}\beta - e_{pr}\dot{\beta} + c_{pk}v + e_k\dot{v} = 0. \end{cases} \quad (8)$$

Вращение гироскопа относительно оси его подвеса обеспечивает двигатель (ПД). Приведем систему известных уравнений, описывающих процессы в двухфазном двигателе переменного тока, позволяющую определить величину $\phi_{дв}$:

$$\begin{cases} J_{дв}\ddot{\phi}_{дв} = M - M_H; \\ M = \frac{3\sqrt{2}}{4} k\Phi_0 p i_q; \\ M_H = M_{py}/i; \\ U_{дв} = Ri_\alpha + L \frac{di_\alpha}{dt} - \dot{\phi}_{дв} p Li_q; \\ U_q = Ri_q + L \frac{di_q}{dt} + \dot{\phi}_{дв} p (Li_\alpha + k_l \Phi_0), \end{cases} \quad (9)$$

где $J_{дв}$ — момент инерции ротора двигателя; M — момент, развиваемый двигателем; M_H — суммарный момент нагрузки на оси двигателя; Φ_0 , p — магнитный поток и число пар полюсов двигателя; $U_{дв}$, U_q — напряжения, подаваемые на обмотки двига-

теля по продольной и поперечной осям; i_α , i_q — токи в обмотках по продольной и поперечной осям; L — индуктивность статора двигателя; R — суммарное сопротивление фазы двигателя; k , k_l — коэффициенты конструктивный и противоЭДС.

Для того чтобы гироскопический управляющий комплекс при неизменном кинетическом моменте гироскопа в течение заданного, минимально возможного времени обеспечивал устранение угловой скорости вращения КА, вызванной внешними возмущающими моментами, двигатель прецессии (ПД) должен развернуть гироскоп на заданный угол ϕ_3 с максимально возможной угловой скоростью $\dot{\phi}$.

Покажем взаимосвязь уравнений (7)–(9) при упрощающем предположении $\alpha = \beta = 0$, но $v \neq 0$. Это означает рассмотрение случая гироскопа с абсолютно жесткими ПУ_р, но с упругим ПУ_к (см. рис. 2). В результате получим выражение для момента двигателя, обеспечивающего заданную скорость $\dot{\phi}_3$ вращения подвеса.

Для принятых условий равенства (7), (8) принимают вид:

$$A\ddot{\phi} + H(\omega_3 + \dot{v}) = 0; A\ddot{v} - H(\omega_2 + \dot{\phi}) = 0;$$

$$J_{ky}\ddot{\phi} + e_p\dot{\phi} + M_{tr} - M_{py} = 0;$$

$$J_{kz}\ddot{v} + e_k\dot{v} + c_{pk}v = 0.$$

Первая пара уравнений относится к ротору, а вторая — к кожуху гироскопа. Складывая первое и третье, второе и четвертое равенства, получаем уравнения движения гироскопа:

$$\begin{cases} J_y\ddot{\phi} + e_p\dot{\phi} + H\dot{v} = M_{py} - M_{tr} - H\omega_3; \\ J_z\ddot{v} + e_k\dot{v} + c_{pk}v - H\dot{\phi} = H\omega_2, \end{cases} \quad (10)$$

где $J_y = A + J_{ky}$, $J_z = A + J_{kz}$.

Будем полагать далее, что $M_{tr} = M_{tr}^0$, т. е. момент трения в подшипниковых узлах подвеса гироскопа предполагается постоянным и равным максимальному значению, соответствующему моменту трогания.

Примем, что $M_{py} = c_1\phi_\Pi$ и, имея в виду, что $\phi_\Pi = \phi_{дв}/i - \phi$, получим $M_{py} = c_1(\phi_{дв}/i - \phi)$. Далее, объединяя первое и третье уравнения системы (9), получаем:

$$J_{дв}\ddot{\phi}_{дв} = M - M_{py}/i = M - \frac{c_1}{i} (\phi_{дв}/i - \phi),$$

или

$$J_{дв}\ddot{\phi}_{дв} + \frac{c_1}{i^2} \phi_{дв} = M + \frac{c_1}{i} \phi.$$

Положим для упрощения, что переходный процесс завершился и двигатель работает в установившемся режиме ($\ddot{\phi}_{дв} = 0$) и, следовательно, $\phi_{дв} = (i^2/c_1)M + i\phi$.

Таким образом, $M_{py} = iM$, что, впрочем, при сделанных допущениях, вполне очевидно.

С учетом изложенного, уравнения системы (10) принимают следующий вид:

$$\begin{cases} J_y \ddot{\phi} + \epsilon_p \dot{\phi} + H \dot{\psi} = iM - H\omega_3 - M_{тр}^0; \\ J_z \ddot{\psi} + \epsilon_k \dot{\psi} + c_{пк} \psi - H \dot{\phi} = H\omega_2. \end{cases} \quad (11)$$

Можно предположить, что колебательный процесс по координате ψ завершился раньше, чем по координате ϕ , и при $\dot{\psi} = \ddot{\psi} = 0$ из второго уравнения системы (11) следует $\psi = H(\dot{\phi} + \omega_2)/c_{пк}$, откуда $\dot{\psi} = H\ddot{\phi}/c_{пк}$.

Таким образом, первое уравнение системы (11) принимает вид

$$(J_y + H^2/c_{пк})\ddot{\phi} + \epsilon_p \dot{\phi} = iM - H\omega_3 - M_{тр}^0,$$

которое относительно угловой скорости вращения подвеса имеет следующее решение:

$$\dot{\phi} = \frac{iM - H\omega_3 - M_{тр}^0}{\epsilon_p} \left[1 - \exp\left(-\frac{\epsilon_p c_{пк}}{H^2 + J_y c_{пк}} t\right) \right]. \quad (12)$$

В соответствии с соотношением (12) угловая скорость вращения гироскопа относительно оси его подвеса нарастает от нулевого значения при $t=0$ по экспоненциальной зависимости до установившегося значения:

$$\dot{\phi}_{уст} = (iM - H\omega_3 - M_{тр}^0)/\epsilon_p. \quad (13)$$

Из равенства (13) следует значение момента двигателя, необходимое для обеспечения заданной скорости вращения гироскопа ($\dot{\phi}_{уст} = \dot{\phi}_3$):

$$M \geq (\epsilon_p \dot{\phi}_3 + H\omega_3 + M_{тр}^0)/i.$$

Полученное выражение показывает, какие моменты сопротивления преодолевает двигатель.

В действительности, имея в виду колебательность процессов изменения углов ϕ и ψ (11), можно отметить, что изменение величины $\dot{\phi}(t)$ носит качественный характер, показанный на рис. 4. При этом имеют место высокочастотные, с течением вре-

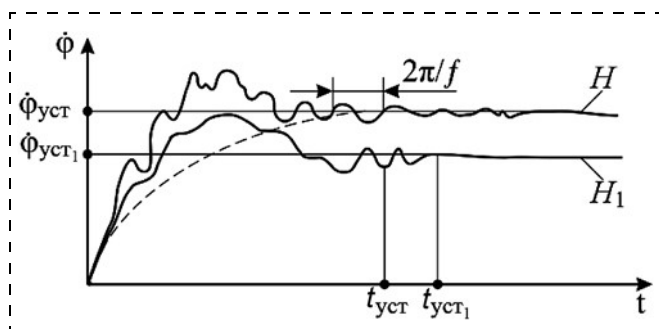


Рис. 4. Переходные процессы скорости вращения подвеса гироскопа ($H < H_1$)

мени затухающие колебания с частотой, характерной для гироскопов с упругим подвесом [1, 4, 12]:

$$f = \sqrt{\frac{c_{пк}}{J_y}} \sqrt{1 + \frac{H^2}{c_{пк} J_y}}. \quad (14)$$

В соответствии с формулой (13), чем меньше кинетический момент H гироскопа, тем большее значение $\dot{\phi}_{уст}$ может быть достигнуто при одном и том же моменте двигателя. Время переходного процесса $t_{уст}$ при увеличении H , как следует из (12), несколько увеличивается. Очевидно также, что частота f (14) при этом также увеличивается [11].

В дополнение к рис. 4 следует добавить, что для гироскопов УК малых КА с $H = 100 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$, допустимая минимальная скорость $\dot{\phi}_{уст}$ может достигать $20^\circ/\text{с}$, а для гироскопов с $H = 30 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$ она увеличивается до $70^\circ/\text{с}$. Время переходного процесса при этом равно примерно $0,1 \text{ с}$ [8, 11].

Заключение

Предметная область объектов изучения (гиродина) демонстрирует единство методов исследования для различных объектов гироскопической техники и является научно-методической основой для разработки соответствующих разделов учебных курсов по направлению подготовки "Системы управления движением и навигация" по программам обучения академического и прикладного бакалавриата.

Список литературы

1. Ишлинский А. Ю. Механика гироскопических систем М.: Издательство АН СССР, 1963. 482 с.
2. Магнус К. Гироскоп. Теория и применение. М.: Мир, 1974. 526 с.
3. Ишлинский А. Ю., Борзов В. И., Степаненко Н. П. Лекции по теории гироскопов. М.: Изд-во Московского университета, 1983. 244 с.
4. Гироскопические системы. Гироскопические приборы и системы: учеб. для вузов / Под ред. Д. С. Пельпора. 2-е изд. М.: Высшая школа, 1988. 423 с.
5. Матвеев В. А. Гироскоп это просто: учеб. пособие. 2-е изд. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2012. 209 с.
6. Распопов В. Я. Теория гироскопических систем. Инерциальные датчики: учеб. пособие. Тула: Изд-во ТулГУ, 2012. 252 с.
7. Сомов Е. И. Динамика прецизионного гиросилового управления космическими аппаратами землеобзора // Гироскопия и навигация. 2002. № 4 (439). С. 123—124.
8. Раевский В. А., Сомов Е. И. Динамика гиросиловой системы управления ориентацией спутника связи SESAT: проектные данные и полетные результаты // Аэрокосмическое приборостроение. 2003. № 4. С. 21—26.
9. Управление силовыми гироскопическими комплексами космических аппаратов / Е. И. Сомов и др. // Матер. X Санкт-Петерб. междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. 2003. С. 278—292.
10. Аншаков Г. П., Мантуров А. И., Усталов Ю. М., Горелов Ю. Н. Управление угловым движением космического аппарата дистанционного зондирования // Полет. 2006. № 6. С. 12—18.
11. Сорокин А. В., Башкеев Н. И., Яременко В. В. и др. Гиросиловая система ориентации космического аппарата "Ресурс — ДК" // Матер. IX Санкт-Петерб. междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. С.-Петербург: ГНЦ РФ "ЦНИИ Электроприбор", 2002. С. 268—274.

Gyrodyn as Learning Subject of "Control Systems of Movement and Navigation" Discipline of Higher Professional Education Part 2. Dynamics

The dynamics of the spacecraft control with the biaxialgyrodyn on the base of the three-degree-of-freedom gyroscopes and the dynamics of the uniaxial gyrodyn on the base of the two-degree-of-freedom gyroscope is shown in the article. The dynamics of the gyrodyns and the process of the spacecraft controlling is described on the base of the theory of the three-degree-offreedom astatic gyroscope. The equations of the motion are made on the base of the kinetostatics method. The analysis of the gyrodynamic carried out on the base of the solution of differential equations, describing the gyrodyn dynamics. It is shown, that if one uses the gyrodyns on the base of the two three-degree-offreedom gyroscopes, the system "spacecraft-gyrodyn" has the guided turn of the spacecraft which eliminates its angle of list and angle of pitch deviation. To carry out the spacecraft course angle control one needs for another biaxial gyrodyn. There is shown that the guided turn of the spacecraft is accompanied with the high-frequency oscillations of the system "spacecraft — gyrodyn" relatively the coordinates offset. The dynamics of the uniaxial gyrodyn based on the two-degree-of-freedom gyroscope is investigated subject to the elasticity of the bearing assemblies, backlash in the reducer of the gyroscope bracket drive, the dynamics of the drive electric motor. The analytical dependence for the calculation of the velocity of the gyrodyn turn through the given angle relatively the axis of its bracket was received.

The analysis of the dependence of the velocity of the bracket rotation on the gyrodyn parameters was carried out. It is shown, that the transient of the bracket rotation velocity is accompanied with the high-frequency damped oscillations with the minor amplitude. The article material could be used while the creation of the training courses in the academic subject "The systems of the movement control and navigation".

Keywords: gyrodyn, gyroscope, suspension, rigidity, vibration, precession, nutation, moment, spacecraft, stabilization

References

1. Ishlinskiy A. Yu. Mekhanika giroskopicheskikh sistem M.: Izdatel'stvo AN SSSR, 1963. 482 p.
2. Magnus K. Giroskop. Teoriya i primeneniye. M.: Mir, 1974. 526 p.
3. Ishlinskiy A. Yu., Borzov V. I., Stepanenko N. P. Lektsii po teorii giroskopov. M.: Izd-vo Moskovskogo universiteta, 1983. 244 p.
4. Giroskopicheskie sistemy. Giroskopicheskie pribory i sistemy. Ucheb. dlya vuzov. Pod red. D. S. Pel'pora. 2-e izd. M.: Vysshaya shkola, 1988. 423 p.
5. Matveev V. A. Giroskop eto prosto: ucheb. posobie. 2-e izd. M.: Izd-vo MGTU im. N. E. Bauman, 2012. 209 p.
6. Raspopov V. Ya. Teoriya giroskopicheskikh sistem. Inertsial'nye datchiki: ucheb. posobie. Tula: Izd-vo TulGU, 2012. 252 p.
7. Somov E. I. Dinamika pretseziionnogo girosilovogo upravleniya kosmicheskimi apparatami zemleobzora. *Giroskopiya i navigatsiya*. 2002. N. 4 (439). P. 123—124.
8. Raevskiy V. A., Somov E. I. Dinamika girosilovoy sistemy upravleniya orientatsiy sputnika svyazi SESAT: proektnye dannye i poletnye rezul'taty. *Aerokosmicheskoe priborostroenie*. 2003. N. 4. P. 21—26.
9. Upravlenie silovymi girokompleksami kosmicheskikh apparatov. E. I. Somov i dr. *Mater. X Sankt-Peterb. Mezhdunar. konf. po integrirovannym navigatsionnym sistemam*. 2003. P. 278—292.
10. Anshakov G. P., Manturov A. I., Ustalov Yu. M., Gorelov Yu. N. Upravlenie uglovym dvizheniem kosmicheskogo apparata distant-sionnogo zondirovaniya. *Polet*. 2006. N. 6. P. 12—18.
11. Sorokin A. V., Bashkeev N. I., Yaremenko V. V. i dr. Giro-silovaya sistema orientatsii kosmicheskogo apparata "Resurs — DK". *Mater. IX Sankt-Peterb. mezhdunar. konf. po integrirovannym navigatsionnym sistemam*. S.-Peterburg: GNTs RF "TsNII Elektropribor", 2002. P. 268—274.

Издательство «НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ»

107076, Москва, Стромынский пер., 4

Телефон редакции журнала: (499) 269-5397, тел./факс: (499) 269-5510

Дизайнер Т. Н. Погорелова.

Технический редактор Е. В. Конова. Корректор Е. В. Комиссарова.

Сдано в набор 29.10.2014. Подписано в печать 11.12.2014. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная.

Усл. печ. л. 8,86. Заказ МН115. Цена договорная.

Журнал зарегистрирован в Комитете Российской Федерации по делам печати,

телерадиовещания и средств массовых коммуникаций

Свидетельство о регистрации ПИ № 77-11648 от 21.01.02

Учредитель: Издательство "Новые технологии"

Оригинал-макет ООО "Авансд солюшнз". Отпечатано в ООО "Авансд солюшнз".

119071, г. Москва, Ленинский пр-т, д. 19, стр. 1.