

КОМПЕНСАЦИЯ РЕАКТИВНОГО МОМЕНТА В ЭЛЕКТРОПРИВОДЕ СПУТНИКОВЫХ БОРТОВЫХ СИСТЕМ

А.Е. Антонов*, докт.техн.наук, **К.П. Акинин****, канд.техн.наук, **В.Г. Киреев*****, канд.техн.наук
Институт электродинамики НАН Украины,
пр. Победы, 56, Киев, 03057, Украина. E-mail: aoc@ied.org.ua

Рассмотрены особенности построения стабилизированного по скорости электропривода, работающего в составе автономного космического летательного аппарата. Для предотвращения негативного действия реактивного момента двигателя, вращающего спутник в сторону, противоположную вращению ротора двигателя, предлагается соосно с приводным двигателем установить регулируемый компенсирующий двигатель, который создает момент вращения противоположного знака. Предложен алгоритм управления приводным и компенсирующим двигателями с учетом особенностей возникновения и изменения момента сопротивления подшипников, которые в условиях космоса являются единственным источником тормозного момента двигателя. Библ. 8, рис. 7, табл. 1.

Ключевые слова: спутник, электропривод, момент вращения, реактивный момент.

Введение. На некоторых типах малогабаритных космических летательных аппаратов устанавливаются приборы и устройства, выполняющие различные функции и содержащие вращающиеся элементы, снабженные электроприводом. Примером такого устройства могут быть управляемые панели солнечных батарей [8] или прибор для наблюдения за поверхностью Земли и состоянием ее атмосферы, в состав которого входит оптическая система с вращающимся приемным зеркалом [7]. Электропривод зеркала в [7] обеспечивает непрерывное сканирование исследуемого пространства во время движения спутника по орбите. При этом должны быть стабилизированы как скорость вращения зеркала, так и пространственное положение спутника. В работе такого электропривода можно выделить три основных режима: разгон ротора с инерционной нагрузкой до требуемой частоты, вращение с постоянной стабилизированной скоростью и управляемое торможение. В режиме разгона на ротор двигателя действует момент вращения, величина которого определяется заданным временем выхода устройства на установившийся режим, а при вращении с постоянной скоростью – моментом сопротивления, который в условиях невесомости и при отсутствии атмосферы создают только подшипниковые опоры вращающейся части устройства. В принципе, могут действовать и другие источники тормозного момента, например, вихревые токи, возбуждаемые полем рассеяния вращающегося ротора в токопроводящих элементах спутника. Для снижения влияния такого явления необходимо принимать меры для надежного экранирования магнитного поля возбужденного ротора.

В соответствии с третьим законом Ньютона момент, создаваемый двигателем, прикладывается как к ротору, так и к статору (реактивный момент) и далее к корпусу спутника, на котором статор установлен. Реактивный момент вращает спутник в сторону, противоположную вращению ротора с ускорением, обратно пропорциональным величине соответствующего осевого момента инерции спутника. Иногда оказывается, что реактивный момент, особенно в динамическом режиме разгона ротора, превышает момент, создаваемый системой ориентации спутника, что приводит к недопустимому изменению его пространственного положения [8]. Вероятность такого явления наиболее высока в спутниках нано- и микрокласса с ограниченными мощностными возможностями систем ориентации. Чтобы избежать этого и не нагружать дополнительно систему ориентации спутника, необходимо скомпенсировать реактивный момент, создаваемый приводом вращения. Подход к снижению нагрузки на систему ориентации малогабаритного спутника за счет компенсации реактивного момента внутреннего привода предлагается впервые.

Цель статьи – построение и исследование электромеханической системы компенсации реактивного момента исполнительного двигателя, располагаемого на космическом аппарате.

Формирование компенсирующего момента. Компенсирующий момент может сформировать дополнительный двигатель, расположенный соосно с приводным двигателем и создающий момент вращения противоположного знака. При равенстве динамических моментов этих двух двигателей

© Антонов А.Е., Акинин К.П., Киреев В.Г., 2018

ORCID ID: * <http://orcid.org/0000-0001-8952-8327>; ** <http://orcid.org/0000-0002-7830-2311> ;

*** <http://orcid.org/0000-0002-9407-1074>

суммарное воздействие на спутник со стороны основного и компенсирующего привода вращения будет отсутствовать. Кажущееся очевидным управление двигателем компенсации по величине скорости вращения спутника вокруг оси основного приводного двигателя на самом деле ошибочно, поскольку причины, вызывающие вращение спутника, могут быть не связаны с реактивным моментом привода вращения. Поэтому подход к формированию компенсирующего момента должен быть иным.

Движение вращающихся частей обоих приводов в общем виде описывается уравнениями

$$J_n d\omega_n / dt = M_{Дn} = M_n - M_{Cn}, \quad (1)$$

где n – номер двигателя; ω_n – угловая скорость ротора двигателя; J_n – осевой момент инерции ротора с инерционной нагрузкой; $M_{Д}$ – динамический момент двигателя; M_n – электромагнитный момент, развиваемый приводом; M_{Cn} – момент трения подшипников.

Полагаем в дальнейшем, что разгон и торможение двигателей осуществляются равноускоренно. Для равноускоренного вращения ротора в режиме разгона до номинальной частоты необходимо формировать постоянный по величине динамический момент, т.е. разностный момент между развиваемым электромагнитным моментом и моментом сопротивления вращению. В этом случае угловое ускорение будет иметь постоянную величину, а рост скорости ротора происходит по линейному закону.

Из (1) следует, что компенсация реактивного момента основного двигателя обеспечивается при условии равенства динамических моментов двигателей

$$J_1 d\omega_1 / dt = J_2 d\omega_2 / dt.$$

Здесь индекс «1» относится к основному и индекс «2» – к компенсирующему двигателям.

При этом угловые ускорения ε вращающихся частей должны быть обратно пропорциональны отношению их моментов инерции $\varepsilon_2 / \varepsilon_1 = J_1 / J_2$.

Если по условию работы основного привода он по достижении требуемой частоты вращения переходит в режим стабилизации скорости, то его угловое ускорение обращается в ноль. Одновременно в режим стабилизации скорости должен перейти и компенсирующий привод. При этом между угловыми скоростями роторов, должно поддерживаться соотношение, коэффициентом пропорциональности в котором выступает отношение их моментов инерции

$$\omega_2 = \omega_1 J_1 / J_2. \quad (2)$$

О равенстве моментов основного и компенсирующего приводов косвенно можно судить, используя величины осевых моментов инерции подвижных элементов и измеряя их текущие угловые скорости вращения относительно корпуса спутника. Моменты инерции вращающихся частей – величины постоянные, определяемые только их геометрией. Они поддаются расчету или непосредственному измерению с высокой степенью точности [3]. Измерение угловой скорости вращения ротора также достаточно простая техническая задача.

Трение в подшипниках ротора. В режиме вращения с постоянной скоростью в условиях невесомости и при отсутствии газовой среды энергия источника питания привода расходуется только на преодоление трения в подшипниках, которое становится единственным источником нагрузки привода. Механизм взаимодействия ротора и корпуса спутника при наличии трения в подшипниках следующий. Кинематически ротор привода и корпус спутника связаны между собой только через опоры вращения, и силовое взаимодействие между ними может осуществляться только за счет трения в опорах. Предположим, что ротор вращается в режиме выбега, то есть при обесточенных и разомкнутых обмотках управления. Момент сил трения, действуя на спутник, вовлекает его во вращение в том же направлении, в котором вращается ротор. Одновременно под действием того же момента трения происходит торможение ротора. При этом накопленная кинетическая энергия ротора частично преобразуется в кинетическую энергию спутника и частично в нагрев подшипников. При вращении ротора в режиме стабилизации скорости момент трения скомпенсирован приводом и возникающий при этом реактивный момент прикладывается к спутнику в направлении, противоположном направлению действия момента трения. Таким образом, результирующий момент, прикладываемый к спутнику, обращается в ноль. Исходя из изложенного понятно, что в режиме стабилизации скорости роторов основного и компенсирующего приводов требование равенства моментов сопротивления подшипников обоих роторов не является существенным. Однако имеется особенность управления вращением роторов, связанная с наличием момента сопротивления трогания, которое превышает трение в подшипнике при скоростях вращения, близких к нулю, в среднем в 1,3 – 1,5 раза [2, 4]. Наличие

момента трогания означает, что при плавном нарастании момента двигателя вращение ротора не происходит до тех пор, пока развиваемый момент двигателя не превысит момент трогания подшипников. В этот момент происходит скачкообразное приложение момента к ротору. При этом моменты трогания подшипников основного и компенсирующего приводов могут не совпадать, что и должно отразиться на реакции спутника на их воздействие.

Чтобы оба привода (основной и компенсирующий) обладали достаточной мощностью и при этом не были избыточными ни по массе, ни по габаритам, необходимо задать максимально допустимое время разгона ротора основного привода до номинальных оборотов и по возможности полно оценить суммарную величину тормозных моментов. Поскольку они являются единственным источником нагрузки привода, рассмотрим подробнее причины их возникновения. При отсутствии силы веса вращающейся части трение в подшипниках все же присутствует за счет предварительного натяга, создаваемого для устранения осевого и радиального люфтов в опорах вращения, за счет центробежных сил, прижимающих шарики к наружному кольцу подшипника. Кроме того, трение в шарикоподшипниковых опорах может увеличиваться за счет сил гироскопической реакции, возникающей при пространственном развороте вращающихся масс, установленных в этих опорах. Если по какой-либо причине происходит вращение спутника вокруг оси, не совпадающей с осью вращения ротора, то возникающий гироскопический момент воздействует на корпус спутника через точки соприкосновения шариков и дорожек подшипников, в которых вращается роторная часть устройства. Возникающая при этом сила гироскопической реакции зажимает шарики между обоймами подшипника, увеличивая таким образом момент сопротивления в опорах вращения [1]. Постоянный по величине гироскопический момент возникает, в частности, при движении спутника по круговой орбите вокруг Земли, во время которого происходит его постоянный разворот с квазипостоянной скоростью. При этом максимальный по величине гироскопический момент при таком движении будет иметь место при расположении оси вращающегося ротора в плоскости орбиты спутника.

Знание суммарных осевых и радиальных усилий, действующих на подшипники, необходимо и для оценки действующих сил сопротивления, и для определения величины предварительного натяга подшипников, который выбирается исходя из максимально возможной радиальной нагрузки на подшипники. Необходимо учесть также, что сборка, испытание и регулировка изделия космического базирования происходит в земных условиях, то есть в воздушной среде и в поле гравитации. Поэтому величина осевого натяга производится с учетом силы тяжести роторной части, соответствующей земным условиям. В соответствии с рекомендациями [6] величину предварительного осевого натяга выбирают из условия $F_H = 1,58F_p \cdot \operatorname{tg}\beta$, где F_p – суммарная радиальная нагрузка с учетом натяга, действующая на подшипник; β – угол контакта подшипника.

Обобщив рекомендации [6] и принимая некоторые упрощения (абсолютная жесткость колец и шариков, идеальная округлость шариков, отсутствие проскальзывания шариков относительно колец), силу сопротивления в подшипнике при действии аксиальной и радиальной нагрузок можно определить так

$$M_c = 1,4 \cdot F_p \cdot \lambda \left(1 + \frac{2r_B}{D_{ш}} \right) + \frac{F_o}{\sin \beta} \lambda \left(\frac{2r_B}{D_{ш}} + \cos \beta \right) + \frac{F_{ц}}{\cos \beta} \cdot \frac{z}{2} \cdot \frac{2r_B}{D_{ш}} \lambda,$$

где F_o – суммарная осевая нагрузка; $F_{ц}$ – центробежная сила, действующая на шарик; z – число шариков; λ – коэффициент трения качения, измеряемый в единицах длины; r_B – радиус дорожки внутреннего кольца; $D_{ш}$ – диаметр шарика.

Система управления основным и компенсирующим двигателями. При построении системы управления основным и компенсирующим двигателями, установленным на космическом аппарате, учтем некоторые принципиальные особенности:

- в качестве исполнительных двигателей основного и компенсирующего приводов выбраны беспазовые бесконтактные двигатели с поверхностной установкой постоянных магнитов на роторе с числом пар полюсов 5;
- структуры моделей двигателей и систем автоматического регулирования угловой скорости идентичны;
- механической нагрузкой двигателей в условиях невесомости и отсутствия газовой среды является относительно небольшое механическое сопротивление подшипников, поэтому влиянием прямой компоненты тока статора ввиду пренебрежимо малой величины нагрузки двигателя можно пренебречь;

– электромеханические постоянные времени двигателей T_M вследствие относительно больших значений моментов инерции вращающихся масс значительно превышают электромагнитные постоянные времени статорных обмоток T_Σ , поэтому при построении математических моделей основного и компенсирующего двигателей последними величинами можно пренебречь.

Учтем также особенности, связанные с построением системы компенсации для конкретного аппарата:

– не предъявляются жесткие требования к длительности пуска и торможения двигателей (не более одной минуты);

– максимально допустимое угловое отклонение спутника от занимаемого положения при обработке заданных режимов работы – не более 0,5 градуса;

– поскольку параметры двигателей известны, то возможный их температурный дрейф может быть учтен при коррекции параметров систем регулирования угловой скорости по измеряемым значениям температуры.

Исследуем основные режимы работы системы управления, разработанной в ИЭД НАН Украины, для сканирующего поляриметра «СканПол», установленного на спутнике и содержащего сканирующее зеркало с приводным и компенсирующим двигателями, основные характеристики которых приведены в таблице [7].

Параметры	Основной привод	Компенс. привод
Частота вращения ω , 1/с	4,484	112,1
Коэффициент крутизны момента k_m , Н·м/А	0,05408	0,017
Момент инерции J , кг·м ²	0,002125	0,000085
Активное сопротивление обмотки R , Ом	4,55	2,3
Электромагнитная постоянная времени обмотки T_Σ , с	0,00032	0,00029
Момент сопротивления M_c , Н·м	0,00132	0,000328
Электромеханическая постоянная времени двигателя T_M , с	2,204	0,4512

Частота вращения основного двигателя задана режимами работы оптической сканирующей системы, а геометрия основного и компенсирующего роторов определена в ходе проектирования поляриметра с учетом заданных габаритных ограничений. Поэтому габариты и частота вращения компенсирующего и основного двигателя оказались существенно различными.

Моменты сопротивления вращению роторов определены для пары подшипников SKF 7000CD

($\varnothing 10 \times \varnothing 26 \times 8$ мм) при рекомендованном осевом натяге [6], соответствующем массам вращающихся роторов и земным условиям эксплуатации. При этом составляющие сопротивления подшипников, обусловленные действием силы тяжести роторов, приняты для условий невесомости равными нулю. Примем модель, в соответствии с которой момент трения подшипников не зависит от скорости. Движение вращающегося спутника под влиянием динамических моментов основного и компенсирующего двигателей в общем виде описывают обычными уравнения динамики

$$J_3 d\omega_3 / dt = M_{д1} - M_{д2}; \quad d\alpha_3 / dt = \omega_3, \quad (3)$$

где J_3 , ω_3 , α_3 – осевой момент инерции, угловая скорость и угол поворота спутника относительно оси вращения роторов основного и компенсирующего двигателей.

Из (3) следует, что при неравенстве динамических моментов приводов будет происходить вращение спутника вокруг оси, совпадающей с осью вращения роторов.

При принятых допущениях математическая модель рассматриваемой системы (1), (3) дополняется выражениями для определения момента двигателей

$$i_n = \frac{u_n - k_{mn} \omega_n}{R_n}; \quad M_n = 0,5 m k_{mn} i_n,$$

где m – количество фаз статорной обмотки, в нашем случае равное 3; u_n , i_n , R_n – управляющее напряжение, ток и активное сопротивление обмотки; k_{mn} – коэффициент крутизны момента.

Момент сопротивления на валу двигателей моделируется условиями: если $0 < \omega_n < \omega_{min n}$, то $M_{cn} = k_c M_{nn}$, иначе $M_{cn} = M_{nn}$, где $\omega_{min n}$ – минимальная величина угловой скорости, ниже значения которой проявляется эффект трения трогания [5]; $k_c = 1,5$ – коэффициент,

определяющий кратность величины момента трения трогания подшипников [4]; $M_{Дн}$ – момент сопротивления пары подшипников.

Начало трогания вала двигателя, например, в положительном направлении является информацией о появлении динамического момента

$$\text{если } M_{Дн} < 0 \text{ при } \omega_n = 0, \text{ то } M_{Дн} = 0.$$

То есть при вращении двигателя величина динамического момента $M_{Дн}$ отлична от нуля.

Общая структурная схема рассматриваемого электромеханического комплекса приводов показана на рис. 1, где ФЗ – формирователь задания угловой скорости при условии линейной зависимости ее изменения в процессе пуска и торможения; x_3 – сигнал задания; Р1, Р2 – первый и второй регуляторы; Д1, Д2 – основной и компенсирующий двигатели.

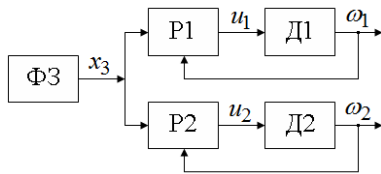


Рис. 1

Поскольку не предъявляются жесткие требования к длительности пуска и торможения двигателей при условии относительно небольших значений механической нагрузки, системы регулирования угловой скорости могут быть реализованы на основе ПИ-регуляторов.

На выходе формирователя задания формируется сигнал задания x_3 в соответствии с разностными уравнениями и логическими условиями

$$x_1(i) = x_1(i-1) + \frac{h}{T_{II}} x_{\max}; \quad \text{если } x_1(i) > x_{\max}, \text{ то } x_1(i) = x_{\max};$$

$$\text{если } x_1(i) < 0, \text{ то } x_1(i) = 0; \quad x_3(i) = x_3(i-1) + \frac{h}{T_{\phi\phi}} (x_1(i) - x_3(i-1)),$$

где i – номер отсчета; x_{\max} – максимальная величина задания; T_{II} – длительность пуска двигателей; $T_{\phi\phi}$ – постоянная времени фильтра формирователя задания; h – шаг интегрирования.

Действие первого и второго ПИ-регуляторов и включенных на их входах дополнительных фильтров низкой частоты описывается разностными уравнениями

$$x_{pn} = x_3 - k_{ocn} \omega_n; \quad x_{\phi n}(i) = x_{\phi n}(i-1) + \frac{h}{T_{\phi n}} (x_{pn} - x_{\phi n}(i-1));$$

$$x_{In} = T_{pn} x_{\phi n}; \quad x_{In}(i) = x_{In}(i-1) + h x_{\phi n}; \quad u_n = k_{pn} (x_{In} + x_{In}(i)),$$

где x_{pn} – сигнал рассогласования; $k_{ocn} = x_{\max} / \omega_{\max n}$ – коэффициент передачи обратной связи; $\omega_{\max n}$ – максимальная заданная величина угловой скорости; $x_{\phi n}, T_{\phi n}$ – выходной сигнал и постоянная времени фильтра; x_{In}, x_{In} – пропорциональная и интегральная составляющие сигнала ПИ-регулятора; T_{pn}, k_{pn} – постоянная времени и коэффициент передачи ПИ-регулятора.

При условии равенства электромеханической постоянной времени T_{Mn} двигателя и постоянной времени ПИ-регулятора $T_{pn} = T_{Mn}$ коэффициент передачи ПИ-регулятора определяется по формуле

$$k_{pn} = \frac{k_{mn}}{4\xi^2 k_{ocn} T_{\phi n}},$$

где ξ – коэффициент демпфирования системы регулирования.

Для определения свойств системы компенсации представляет интерес исследование ряда режимов ее работы:

- управляемые пуск и торможение основного и компенсирующего двигателей с учетом влияния отклонений моментов сопротивления подшипников двигателей от заданных расчетных значений;
- учет влияния изменения момента сопротивления двигателей в установившемся режиме стабилизации угловой скорости;
- неуправляемый выбег обоих двигателей в результате аварийного отключения напряжения питания;
- режим нарушения условия (2) вследствие ошибочного задания угловой скорости двигателя компенсатора или полного его отключения.

Основным выходным параметром системы является угловое отклонение α_3 спутника относительно оси вращения двигателей, величина которого должна стабилизироваться с заданной точностью после завершения управляемого пуска или торможения основного и компенсирующего двигателей.

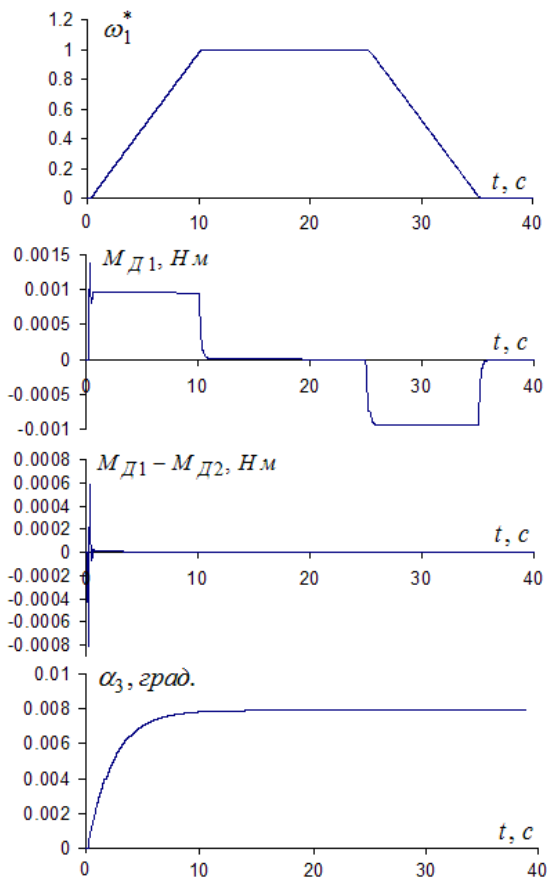


Рис. 2

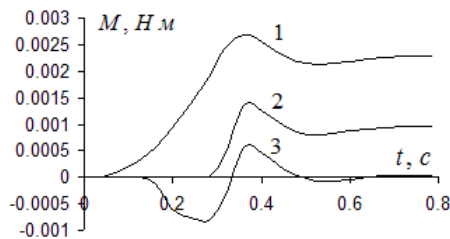


Рис. 3

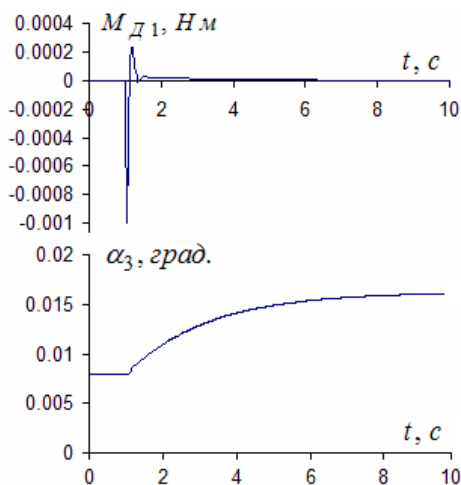


Рис. 4

Для определения указанных режимов работы введем параметры: $\omega_n^* = \omega_n / \omega_{\max n}$ – относительная угловая скорость двигателя; k_ω – коэффициент, определяющий отклонение угловой скорости двигателя компенсатора от заданного значения в диапазоне значений: 0 – 1, в таком случае относительная величина угловой скорости компенсатора определяется как $\omega_2^* = k_\omega$; k_{M1}, k_{M2} – коэффициенты, определяющие кратность отклонения момента сопротивления подшипников основного и компенсирующего двигателей. В таком случае $M_{Cn} = k_{Mn} M_{Пn}$.

Моделирование системы управления проведено для таких параметров: $T_{\phi\phi} = 0,2$ с; $T_\phi = T_{\phi1} = T_{\phi2} = 0,05$ с; $h = 0,0001$ с; $x_{\max} = 1$; $\xi = 0,5$; $\omega_{\min n} = 0,001 \omega_{\max n}$. Поскольку масса и размеры спутника могут быть любыми, для удобства принимаем единичное значение его момента инерции $J_3 = 1$ кг м².

На рис. 2 показаны графики переходных процессов относительной угловой скорости ω_1^* и динамического момента M_{D1} основного двигателя, а также разности динамических моментов $M_{D1} - M_{D2}$ и углового отклонения α_3 спутника при заданной длительности пуска и торможения двигателей $T_n = 10$ с и значениях коэффициентов $k_{M1} = k_{M2} = 1$.

Показанные графики демонстрируют эффект стабилизации с высокой точностью углового отклонения α_3 спутника. Бросок углового отклонения в начале пуска двигателей происходит из-за различия величин моментов сопротивления подшипников и влияния момента сухого трения, что показано на рис. 3, где цифрами 1, 2 и 3 обозначены графики переходных процессов соответственно момента M_1 и динамического момента M_{D1} основного двигателя, а также разности динамических моментов $M_{D1} - M_{D2}$. Таким образом, поддержание указанной разности моментов на практически нулевом уровне на всем протяжении работы двигателей является условием стабилизации углового отклонения α_3 спутника. Появление отрицательного всплеска момента (график 3 на рис. 3) объясняется тем, что первым начинает вращение компенсирующий двигатель, у которого значение момента сопротивления подшипников меньше.

Для иллюстрации динамики влияния скачкообразного изменения момента сопротивления основного двигателя в установленном режиме стабилизации угловой скорости на рис. 4. показаны кривые переходных процессов динамического момента M_{D1} основного двигателя и углового отклонения α_3 спутника при $k_{M2} = 1$ и скачкообразном изменении величины k_{M1} от 1 до 2.

Приведенные данные демонстрируют возможности системы по компенсации такого негативного эффекта и стабилизации углового отклонения α_3 спутника на допустимом уровне. На рис. 5 показаны зависимости установившегося стабилизирован-

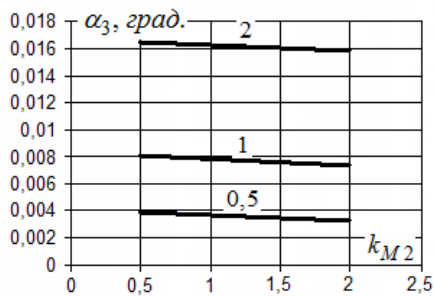


Рис. 5

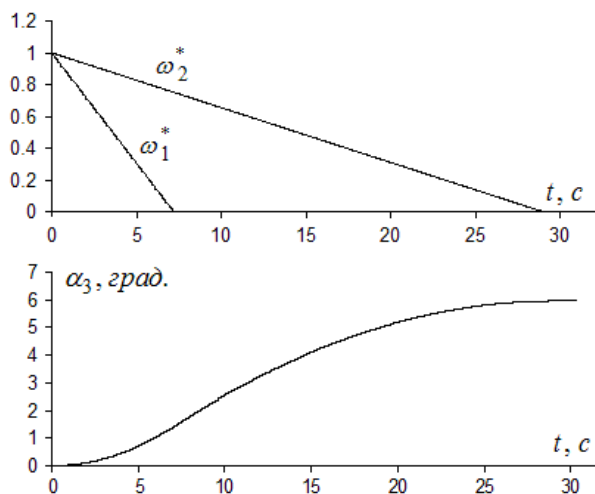


Рис. 6

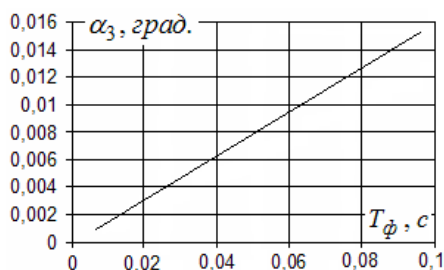


Рис. 7

ного значения углового отклонения α_3 спутника от заданных значений коэффициентов k_{M1} и k_{M2} , определяющих возможную нагрузку двигателей при трех значениях коэффициента $k_{M1} - 0,5; 1$ и 2 .

Рис. 6 демонстрирует режим неуправляемого выбега обоих двигателей в результате аварийного отключения напряжения питания при $k_{M1} = k_{M2} = 1$. При неуправляемом выбеге под действием существенно различных моментов сопротивления подшипников двигателей к спутнику прикладывается разностный, отличный от нуля момент, вследствие чего происходит разворот спутника на недопустимо большой угол.

Исследование негативного эффекта нарушения компенсации реактивного момента вследствие отклонения угловой скорости двигателя компенсатора от заданного значения показали существование зависимости угловой скорости спутника вокруг оси вращения двигателей, полученной на основании расчетов при нарушении условия (2) $\omega_3 = 9,529 \cdot 10^{-3} (k_\omega - 1)$.

Таким образом, при нарушении главного условия (2) происходит непрерывный дрейф углового отклонения спутника и не обеспечивается стабилизация углового отклонения α_3 до допустимой величины. Расчеты динамики показали, что установившаяся величина углового отклонения α_3 спутника после завершения пуска двигателей не зависит от длительности пуска T_{II} двигателей, полагаемой для расчетов в диапазоне величин от 5 до 20 секунд.

Для иллюстрации влияния параметров систем регулирования угловой скорости двигателей на качество компенсации реактивного момента, на рис. 7 показана зависимость установившейся величины углового отклонения α_3 от постоянной времени фильтра T_ϕ на входе ПИ-регулятора при условии $k_{M1} = k_{M2} = 1$. График на рис. 7 демонстрирует удовлетворительную компенсацию реактивного момента привода в широком диапазоне значений T_ϕ .

Выводы

1. Проведенные исследования показали, что путем реализации соотношения (2) возможно обеспечение компенсации негативного влияния реактивного момента основного двигателя без существенного увеличения массы и энергопотребления бортового оборудования спутника.

2. Если условие (2) не выполняется строго, то после завершения пуска двигателей сохраняется остаточное значение угловой скорости ω_3 спутника, что вызывает непрерывный линейный рост угла α_3 . Если условие (2) выполняется строго, то даже при неравенстве моментов сопротивления подшипников первого и второго двигателей угол спутника α_3 стабилизируется с некоторой ошибкой, величина которой тем больше, чем больше разброс величин моментов сопротивления подшипников.

3. Скачкообразное изменение момента сопротивления подшипника в режиме стабилизации угловой скорости одного из двигателей вызывает приращение величины угла α_3 на некоторую величину в допустимых пределах, однако при этом угол α_3 остается стабилизированным.

4. Одноконтурная система регулирования угловой скорости с ПИ-регулятором обеспечивает удовлетворительную компенсацию реактивного момента, поэтому дополнительное повышение точ-

ности стабилизации углового отклонения α_3 путем усложнения структуры систем регулирования нецелесообразно.

1. Антонов А.Е., Киреев В.Г., Петухов И.С. Увеличение нагрузки на электропривод при действии гироскопического момента. *Техн. электродинамика*. 2016. № 6. С. 44-49.
2. Гироскопические системы. Ч.3. М.: Высш. школа, 1972. 242 с.
3. Гироскопы. Производство и исследование. М.: Машиностроение, 1969. С. 134-156.
4. Михайлов Е.М. Момент трения в шарикоподшипниках изделий для космических аппаратов. *Вопросы электромеханики*. 2014. Т. 140. С. 3-6.
5. Основы проектирования следящих систем. М.: Машиностроение, 1978. 391 с.
6. Приборные шариковые подшипники. Справочник. М.: Машиностроение, 1981. 75 с.
7. Синявский И.И., Иванов Ю.С., Сосонкин М.Г., Лукенюк А.А., Шимкив А.П., Антонов А.Е., Киреев В.Г., Акинин К.П. Разработка экспериментального образца поляриметра ScanPol проекта «Аэрозоль UA». 15-та Українська конференція з космічних досліджень, Одеса, серпень 2015. С. 91.
8. Стома С.А., Авербух В.Я., Курилович В.П., Мирошник О.М. Автономная электромеханическая система ориентации солнечных батарей искусственных спутников Земли. *Электротехника*. 1991. № 9. С. 41-46.

УДК 621.313.8

КОМПЕНСАЦІЯ РЕАКТИВНОГО МОМЕНТУ В ЕЛЕКТРОПРИВОДІ СУПУТНИКОВИХ БОРТОВИХ СИСТЕМ

О.Є. Антонов, докт.техн.наук, К.П. Акинін, канд.техн.наук, В.Г. Кіресєв, канд.техн.наук

Інститут електродинаміки НАН України,

пр. Перемоги, 56, Київ, 03057, Україна.

E-mail: aoe@ied.org.ua

Розглянуто особливості побудови стабілізованого за швидкістю електроприводу, що працює у складі автономного космічного літального апарату. Для запобігання негативній дії реактивного моменту двигуна, що обертає супутник, протилежно обертанню ротора двигуна, пропонується ствісно з приводним двигуном встановити регульований компенсуючий двигун, який створює момент обертання протилежного знаку. Запропоновано алгоритм керування приводним і компенсуючим двигунами з урахуванням особливостей виникнення і зміни моменту опору підшипників, які в умовах космосу є єдиним джерелом гальмівного моменту двигуна.

Бібл. 8, рис. 7, табл. 1.

Ключові слова: супутник, електропривод, момент обертання, реактивний момент.

COMPENSATION OF THE REACTION MOMENT IN ELECTRIC DRIVE OF SATELLITE ON BOARD SYSTEMS

A. Antonov, K. Akinin, V. Kireyev

Institute of electrodynamics National Academy of Sciences of Ukraine,

pr. Peremohy, 56, Kyiv, 03057, Ukraine.

E-mail: aoe@ied.org.ua

The peculiarities of the construction of an electric drive stabilized by speed, which operates as part of an autonomous spacecraft, are considered. To prevent the negative action of the reaction torque of the engine rotating which rotates the satellite in the opposite direction the satellite it is proposed coaxial with the drive motor to install an adjustable compensating motor, which creates a torque of the opposite sign. An algorithm for controlling the drive and compensating motors is proposed. The possible change in the bearing's resistance moment is considered, which in the conditions of space is the only source of the torque of the engine. References 8, figures 7, table 1.

Keywords: the satellite, the electric drive, the torque, the reaction torque.

1. Antonov A.E., Kireev V.G., Petukhov I.S. Load increase on the electric drive under the action of a gyroscopic moment. *Tekhnichna Elektrodynamika*. 2016. No 6. P. 44-49. (Rus)
2. Gyroscopic systems. Part. 3. Moskva: Vysshaya shkola, 1972. 242 p. (Rus)
3. Gyroscopes. Production and research. Moskva: Mashinostroenie, 1969. P. 134-156. (Rus)
4. Mikhailov E.M. The frictional moment in ball bearings for spacecraft. *Voprosy elektromekhaniki*. 2014. Vol. 140. P. 3-6. (Rus)
5. Basics of designing servo systems. Moskva: Mashinostroenie, 1978. 391 p. (Rus)
6. Device ball-shaped bearings. Spravochnik. Moskva: Energiia, 1981. 75 p. (Rus)
7. Sinyavsky I.I., Ivanov Yu.S., Sosonkin M.G., Lukenyuk A.A., Shimkiv A.P., Antonov A.E., Kireev V.G., Akinin K.P. Development of an experimental sample of the ScanPol Polarimeter of the Aerosol UA project. 15th Ukrainian Conference on Space Research, Odessa, August 2015. 91 p. (Rus)
8. Stoma S.A., Averbukh V.I., Kurilovich V.P., Miroshnik O.M. Autonomous electromechanical orientation system of artificial satellites solar cells. *Elektrotekhnika*. 1991. No 9. P. 41-46. (Rus)

Надійшла 11.08.2017
Остаточний варіант 14.12.2017