

ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ С СИСТЕМОЙ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

А.В. Хромов
(ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ»)

Построена математическая модель системы ориентации космического аппарата, предназначенная для получения точного представления о погрешности ориентации и возможности насыщения двигателей-маховиков системы ориентации при работе корректирующей двигательной установки. При помощи указанной модели проведён анализ совместной работы системы ориентации и корректирующей двигательной установки космического аппарата «Канопус-В», определены ошибки ориентации и скорости вращения двигателей-маховиков после коррекции орбиты космического аппарата. Также рассмотрена возможность применения математической модели при выборе проектных параметров корректирующей двигательной установки.

Ключевые слова: математическая модель, корректирующая двигательная установка, система ориентации, космический аппарат, двигатель-маховик.

Увеличение сроков активного существования космических аппаратов (КА) и повышение требований к их характеристикам обуславливает необходимость применения в составе КА корректирующих двигательных установок (КДУ). Система ориентации (СО) КА отвечает противоречивым требованиям: она должна обеспечивать минимальную ошибку ориентации в режиме стабилизации и одновременно выполнять манёвры КА за требуемое время. С этой целью на КА «Канопус-В» применяются два типа двигателей-маховиков (ДМ): малые (с максимальным кинетическим моментом 12 Н·м·с) применяются при угловых маневрах, а микроДМ (с максимальным кинетическим моментом 0,4 Н·м·с) – в режиме стабилизации. Коррекция орбиты КА осуществляется в режиме стабилизации и сопровождается действием на КА внешнего момента, если вектор тяги двигателя не проходит через центр масс КА.

На рис. 1 показана схема установки двигателя на борту КА и возникновение возмущающего момента в силу неточности его установки.

Зная расстояние l от центра масс КА до места установки двигателя, линейное смещение вектора тяги относительно номинального положения h , угол отклонения вектора тяги α , можно вычислить возмущающий момент, действующий на космический аппарат:

$$M_B = r_T (l \sin \alpha + h \cos \alpha), \quad (1)$$

где r_T – тяга двигателя.

Заметим, что при использовании современных электроракетных двигателей возмущающий момент получается относительно малым, порядка десятых долей мН·м, однако его воздействие будет постоянным по модулю и со временем может вызвать насыщение ДМ СО КА.

При анализе взаимодействия КДУ и СО корпуса КА возникают две задачи:

- оценить погрешность ориентации при работе КДУ;
- оценить возможность насыщения ДМ при работе КДУ в течение половины витка полёта КА (время между двумя включениями системы магнитной разгрузки, эффективно действующей только в полярных областях Земли) в случае, если вектор тяги КДУ перпендикулярен плоскости орбиты.

Отметим особенности построения СО КА «Канопус-В» и расположения исполнительных органов КДУ.

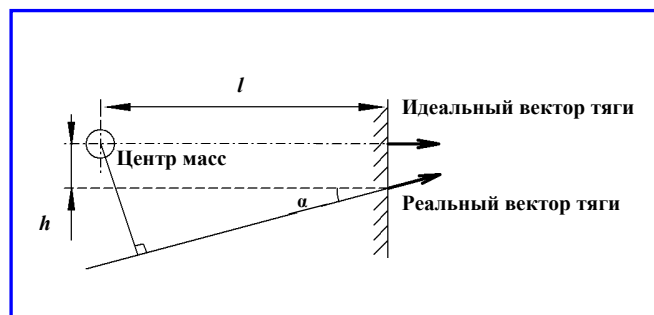


Рис. 1. Возмущающий момент, возникающий из-за неточности установки двигателя на борту КА

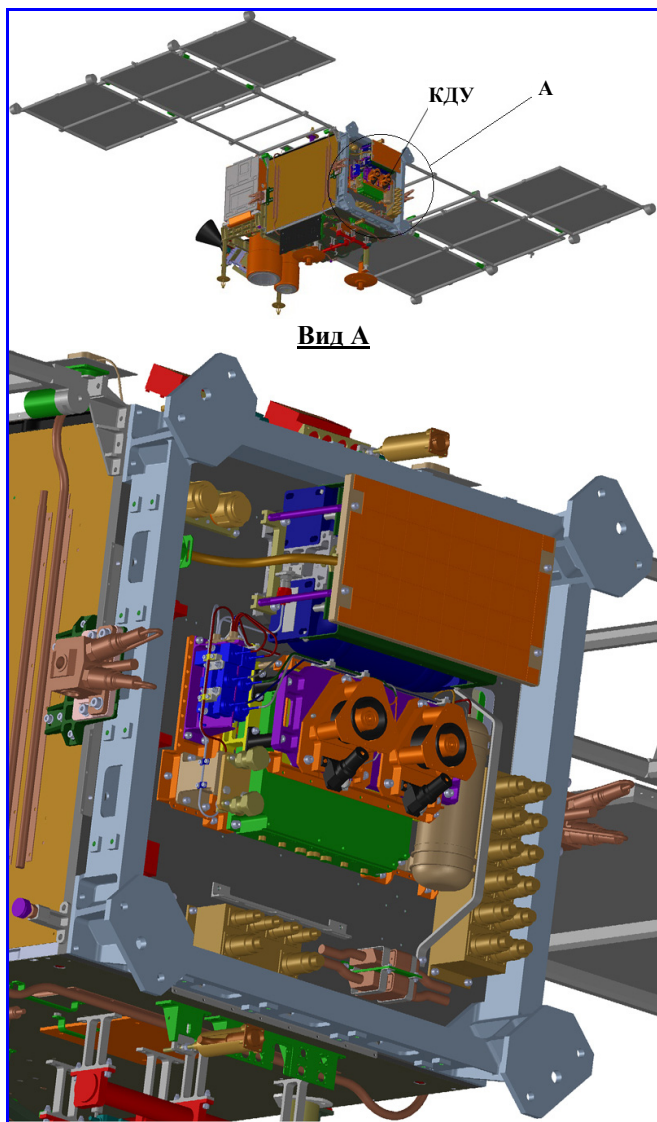


Рис. 2. КА «Канопус-В» в полёте, расположение КДУ на панели «-Х» КА

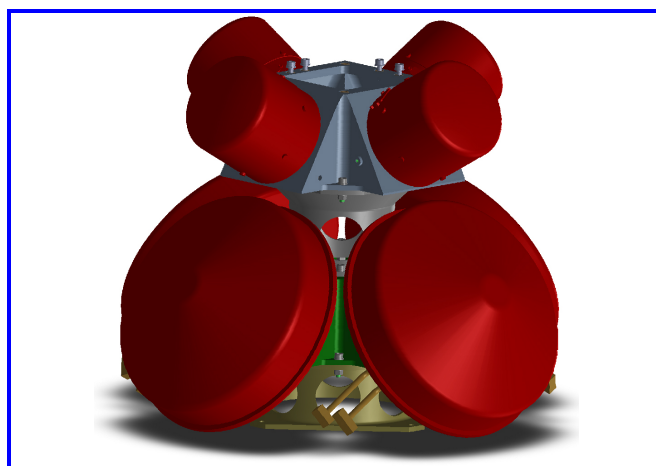


Рис. 3. Двигатели-маховики системы ориентации КА «Канопус-В»

Вид КА «Канопус-В» в орбитальном полёте приведён на рис. 2. Стационарные плазменные двигатели размещены на панели «-Х» КА. Двигатели установлены на специальном кронштейне таким образом, чтобы вектор тяги каждого двигателя проходил через центр масс КА. Неточность установки двигателей может вызвать возмущающий момент по осям рыскания и тангажа КА. Оценка момента по формуле (1) даёт величину $2,44 \cdot 10^{-4}$ Н·м по любой из осей КА.

СО КА «Канопус-В» разработана фирмой SSTL (Великобритания). Сочетание высокой точности ориентации (5 угл. мин) и стабилизации угловой скорости (0,001 град/с) с возможностью поворотов КА на угол 40° вокруг оси крена за две минуты обеспечивается за счёт разделения исполнительных органов СО на две группы. Малые ДМ используются при манёврах КА по крену для переадресации съёмочной аппаратуры, а микроДМ – в режиме стабилизации. Кронштейн с ДМ изображён на рис. 3. На верхней части кронштейна установлены микроДМ, на нижней – малые ДМ. При максимальной скорости 5000 об/мин происходит насыщение ДМ, при котором ДМ теряет возможность создавать управляющий момент. Важными особенностями СО корпуса КА «Канопус-В» являются:

- невозможность штатного использования малых ДМ в режиме стабилизации (при насыщении микроДМ происходит включение аварийного алгоритма передачи управления ориентацией КА малым ДМ, сопряжённое с потерей точности ориентации);
- отсутствие в контуре управления ДМ датчиков угловой скорости. Угловая скорость вычисляется по сигналам датчиков углов ориентации;
- наличие задержки, связанной с вычислением управляющих моментов в электронной вычислительной машине;
- цифровое управление ДМ, что обуславливает квантование уровней скорости вращения маховиков.

Далее будет рассматриваться только режим стабилизации и управление ориентацией КА посредством микроДМ со следующими характеристиками: управляющим моментом 0,01 Н·м, кинетическим – 0,4 Н·м·с.

Заметим, что СО обладает избыточностью – для обеспечения трёхосной ориентации применяются четыре ДМ [1]. Расположение векторов кинетических моментов ДМ ($H_1 \dots H_4$) относительно осей КА приведено на рис. 4. Для упрощения математической модели взаимодействия КДУ и СО

рассчитаем параметры эквивалентных ДМ, создающих управляющие моменты относительно осей КА. Спроецировав векторы моментов на соответствующие оси, получим:

$$M_x = M_y = 4M \cos 30^\circ \cos 45^\circ = 0,024 \text{ Н} \cdot \text{м};$$

$$M_z = 4M \cos 60^\circ = 0,02 \text{ Н} \cdot \text{м},$$

где M – управляющий момент микроДМ; M_x, M_y, M_z – управляющие моменты эквивалентных ДМ по осям X, Y, Z соответственно.

Построим математическую модель одного канала СО КА (рис. 5). Регулятор системы автоматического управления ориентацией реализован SSTL при помощи блоков матричного умножения (A, B, C) и блока единичной задержки с передаточной функцией $1/Z$. Фактически в системе применён ПД-регулятор, в котором дифференцирование сигнала ошибки производится методом Эйлера. Закон управления ПД-регулятора может быть записан в виде [2]:

$$u = k_n e + k_d \frac{de}{dt},$$

где u – выходной сигнал регулятора; e – сигнал ошибки; k_n – коэффициент передачи по углу; k_d – коэффициент передачи по угловой скорости.

Кроме того, в модели присутствуют блоки, имитирующие задержку, связанную с реализацией алгоритма управления в ЭВМ и квантованием управляющего момента по уровню; дополнительно (при помощи блока с насыщением) смоделировано огра-

ничение управляющего момента ДМ. Возмущающий момент M_B от КДУ, вычисленный по формуле (1), суммируется с управляющим моментом. Модель углового движения КА представлена двумя интегрирующими звеньями. Также при помощи интегрирующего звена вычисляется скорость вращения ω эквивалентного ДМ. Цифровой датчик угла ориентации характеризуется задержкой и величиной одного кванта аналого-цифрового преобразователя (АЦП).

Для исследования математической модели воспользуемся методом фазовой плоскости [3]. Моделирование проводится для канала тангажа. Полагаем, что система магнитной разгрузки отключена.

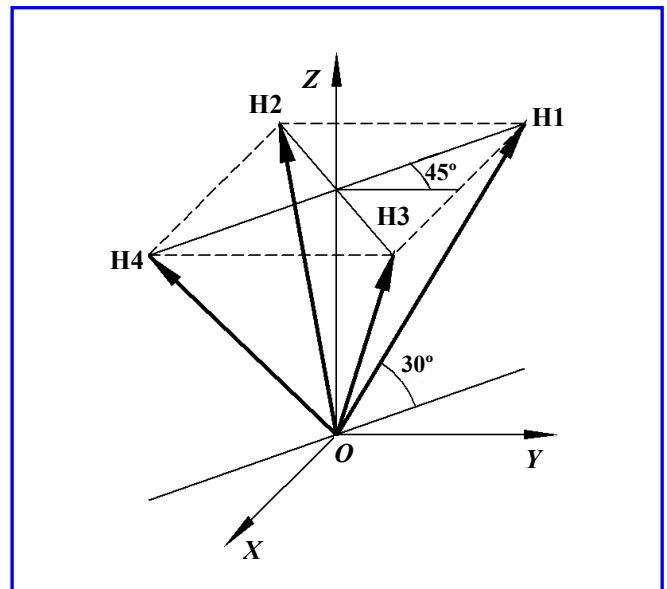


Рис. 4. Схема установки двигателей-маховиков относительно осей космического аппарата

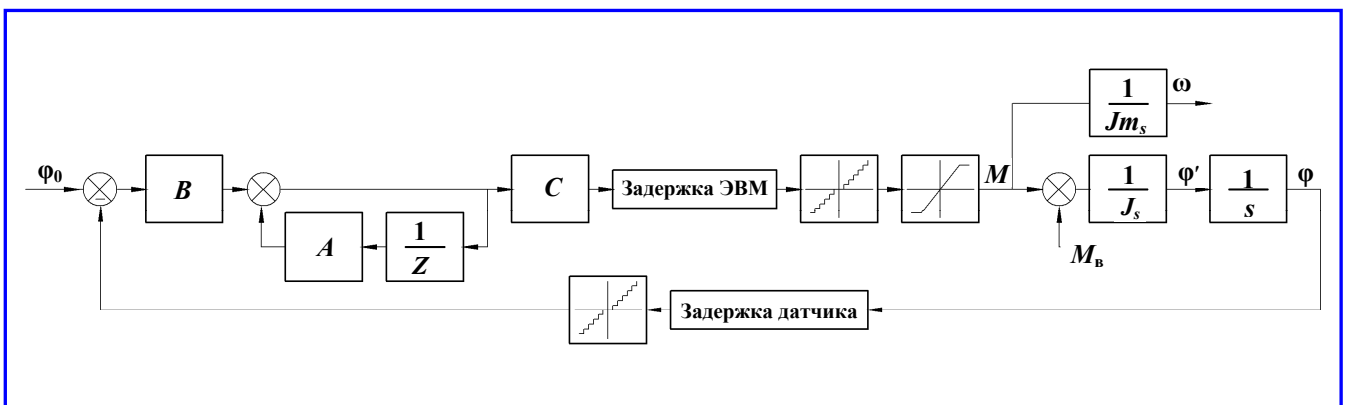


Рис. 5. Схема математической модели

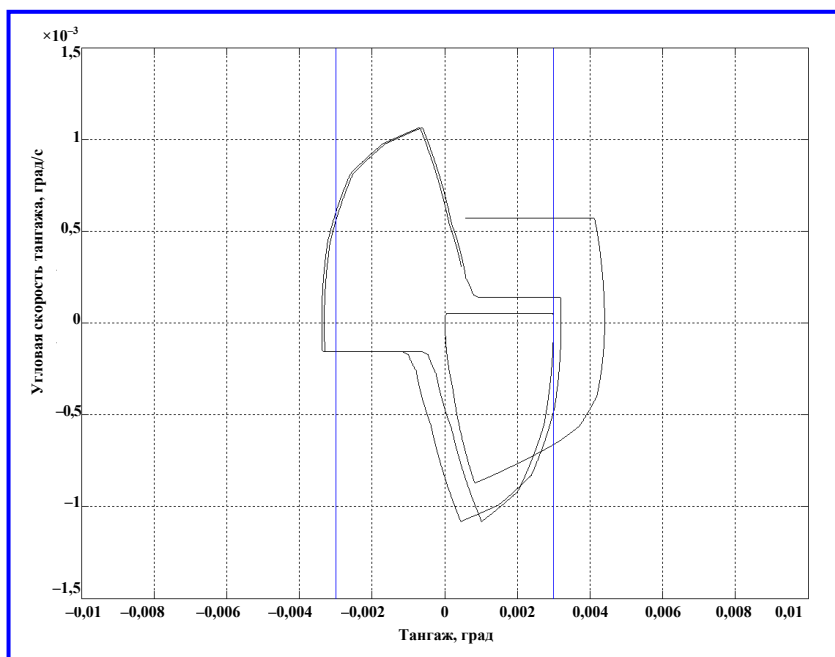


Рис. 6. Фазовый портрет автоколебаний в канале тангажа (синим цветом проведены линии срабатывания АЦП)

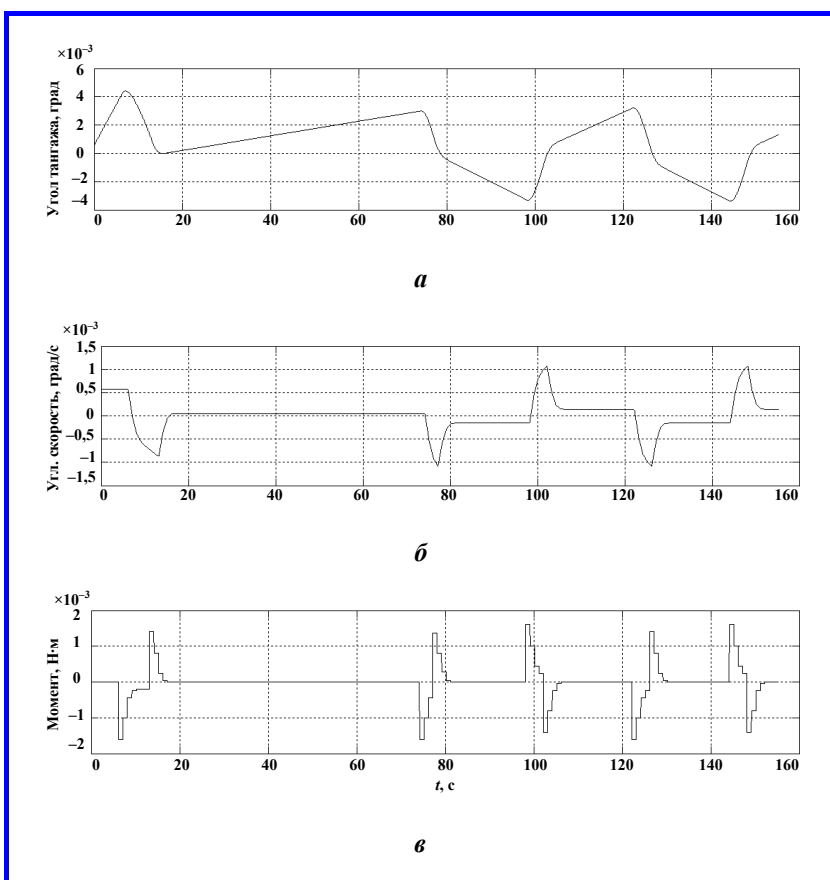


Рис. 7. Зависимости от времени угла тангажа (а), угловой скорости (б) и управляющего момента (в) в режиме стабилизации

Рассмотрим работу СО КА, когда внешний возмущающий момент отсутствует. На рис. 6 приведён фазовый портрет двусторонних одноимпульсных автоколебаний, которые имеют место в режиме стабилизации, а на рис. 7 – графики изменения во времени угла тангажа, угловой скорости, а также управляющего момента, построенные в одной системе координат. Для наглядности на фазовом портрете проведены линии, соответствующие значениям угла тангажа, при которых датчик угла меняет показания. Начальные условия углового движения КА: тангаж равен $0,006^\circ$ и нарастает с постоянной скоростью $0,006$ град/с.

Из рис. 6, 7 видно, что большую часть (порядка 70%) времени КА движется с постоянной скоростью при нулевом управляющем моменте. Когда ошибка по углу превышает порог срабатывания АЦП, на входе регулятора появляется сигнал. Регулятор выдаёт на ДМ сигнал управления в соответствии с заложенным законом регулирования (в данном случае только дифференциальной части). В связи с тем, что коэффициент передачи угловой скорости относительно велик, действие управляющего момента заставляет КА изменить направление движения. АЦП возвращается в состояние, когда сигнал ошибки по углу равен нулю, а благодаря дифференциальной части закона управления выдаётся противоположный по знаку момент. Угловая скорость КА снижается до постоянного, но ненулевого значения, и КА вновь начинает медленный поворот вплоть до срабатывания датчика угла. Между пересечением фазовой траекторией линии срабатывания АЦП и началом реакции СО на отклонение существует некоторый зазор, обусловленный наличием запаздывания в датчике угла и ДМ.

Моделирование показало, что ошибка ориентации в режиме автоколебаний составляет $0,0035^\circ$, что сопоставимо с точностью датчика угла.

При включении КДУ (рис. 8, 9) КА переходит в режим односторонних колебаний, при этом появляется установившаяся ошибка по углу ориентации. По графику рис. 9 можно констатировать, что большую часть времени (~ 65%) КА проводит под воздействием двух постоянных по модулю и противоположных по знаку моментов: возмущающего момента от КДУ и парирующего момента СО. Так как парирующий момент не превосходит возмущающий, отклонение по углу возрастает до переключения АЦП, за которым следует появление сигнала угловой скорости и соответствующая реакция регулятора.

Выводы

1. По результатам моделирования можно заключить, что ошибка ориентирования в канале тангажа при работе КДУ не превысит $0,48'$, а в канале рыскания – $0,3'$, скорости стабилизации составят $0,024$ и $0,03$ град/с соответственно.

2. Постоянный момент, парирующий возмущение от работы КДУ, можно создать, только увеличивая скорость вращения ДМ. Одной из задач настоящего исследования было рассчитать скорости вращения ДМ после работы КДУ на половине витка полёта КА (2700 с). Моделирование показало, что при действии паразитного момента по оси тангажа, скорости маховиков не превысят 3200 об/мин, а при действии момента по оси рыскания – 3800 об/мин, что меньше максимальной скорости 5000 об/мин.

3. Математическое моделирование можно использовать не только при проверке технических решений, но и при выборе типа двигательной установки для КА. Например в эскизном проекте на космический комплекс «Канопус-В» [4] рассматривается вариант установки на КА электротермокаталитического двигателя, имеющего тягу (при полностью заправленном блоке хранения рабочего тела) $0,58$ Н.



Рис. 8. Фазовый портрет колебаний в канале тангажа при включении КДУ (1 – начало работы КДУ; 2 – завершение работы КДУ; синим цветом проведены линии срабатывания АЦП)

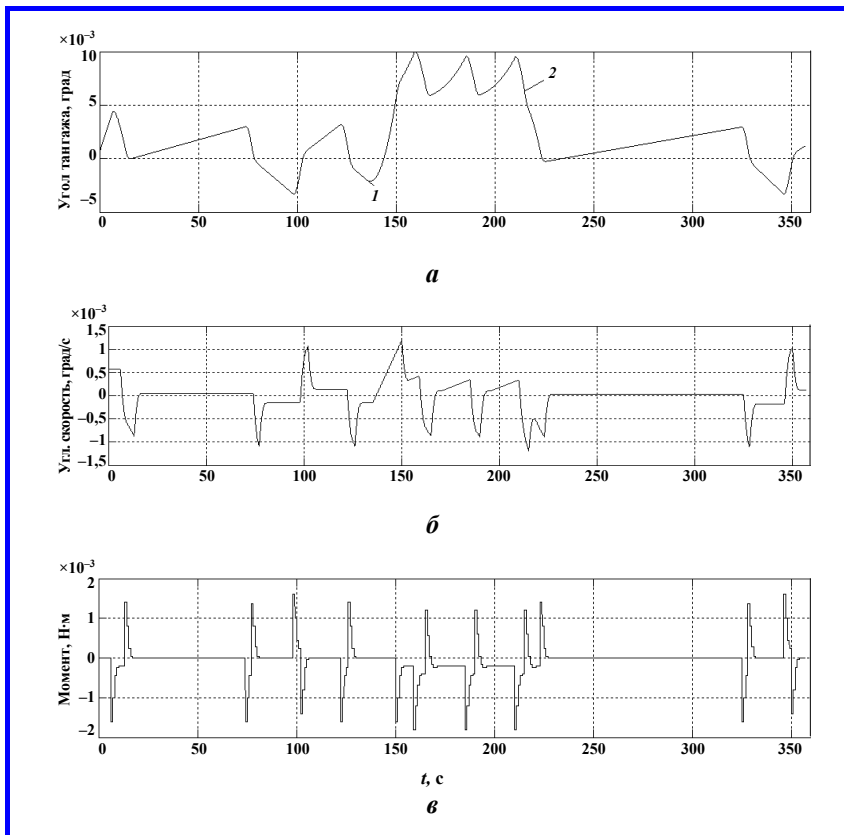


Рис. 9. Зависимости от времени угла тангажа (а), угловой скорости (б) и управляющего момента (в) при включении КДУ (1 – начало работы КДУ; 2 – завершение работы КДУ)

Оценка возмущающего момента составит $3,72 \cdot 10^{-3}$ Н·м, и в случае применения штатной СО насыщение ДМ произойдёт уже через 280 с работы КДУ.

Автор выражает благодарность Беленькому А.Д. и Васильеву В.Н. за помощь в работе над статьей.

Литература

1. Управление минимально избыточной системой электродвигателей-маховиков / А. Д. Беленький, В. Н. Ва-

сильев // Известия академии наук. Механика твёрдого тела. – 1996. – № 2. – С. 75 – 81.

2. Ким Д. П. Теория автоматического управления. В 2 т. Т. 1. Линейные системы / Д. П. Ким. – М. : ФИЗМАТЛИТ, 2003. – 288 с.

3. Васильев В. Н. Системы ориентации космических аппаратов / В. Н. Васильев. – М. : ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. – 310 с.

4. Эскизный проект «Космический комплекс оперативного мониторинга техногенных и природных ЧС «Канопус-В», пояснительная записка, часть 2. Книга 8. Корректирующая двигательная установка.

Поступила в редакцию 27.02.2012

*Александр Викторович Хромов, аспирант, начальник лаборатории,
т. (495) 607-25-35, e-mail: vniiem@orc.ru.*