УДК 629.783

DOI:10.15421/452210

ЕНЕРГОЕФЕКТИВНІ МЕТОДИ КЕРУВАННЯ КУТОВИМ ПОЛОЖЕННЯМ МАЛИХ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

О.А. Гребенкіна, А.М. Кулабухов

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна 72, Україна

Анотація. Багато уваги приділяється зниженню маси космічних апаратів (КА) та ширшому використанню космічних апаратів класу мікросупутник та наноосупутник. Це пов'язано з новими розробками в галузі створення малогабаритної радіоелектронної апаратури, а також із значними витратами на пускові послуги. Зменшення габаритів зазвичай тягне й обмеження на енергетичні можливості КА, що потребує створення чи вдосконалення енергоефективних методів керування. Мета роботи – розробка мало витратних методів кутового керування малих космічних апаратів. До таких методів належать пасивні методи керування кутової орієнтації та стабілізації, а також активні методи з обмеженою енергетикою. Розглянуто особливості використання цих методів на КА. Для гравітаційного стабілізатора отримані залежності максимального кута відхилення КА від початкової кутової швидкості для різних гравітаційних штанг і максимального кута відхилення КА від початкової кутової швидкості, отриманої при відділені КА від ракети-носія, що може бути використано на стадії проєктування гравітаційних стабілізаторів. Розроблено методичне забезпечення для імпульсного керування програмних розворотів КА зі збереження енергії. Створені моделі моментів тертя в двигунах-маховиках, які дозволять більш точніше моделювати обертальний рух КА при імпульсному керуванні двигуном-маховиком. Використання гравітаційних стабілізаторів і імпульсного керування двигунів-маховиків для програмних розворотів КА дозволяють суттєво заощаджувати енергетику КА. Розроблено методичне забезпечення, яке дозволяє моделювати процеси кутового руху для перелічених завдань. Створено методичне забезпечення для методу імпульсного включення двигуна-маховика при програмних розворотах, яке дозволяє більш точніше моделювати процес кутового руху з урахування моделей моментів тертя в двигунах-маховиках і суттєво зменшити споживання енергії бортового джерела живлення.

Ключові слова: КУТОВИЙ РУХ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ, ГРАВІТАЦІЙНИЙ СТАБІЛІЗАТОР, ІМПУЛЬСНЕ ВКЛЮЧЕННЯ ДВИГУНА-МАХОВИКА ПРИ ПРОГРАМНИХ РОЗВОРОТАХ.

ENERGY-EFFICIENT METHODS OF CONTROLLING THE ANGULAR POSITION OF SMALL SPACECRAFT

O. Grebenkina, A. Kulabukhov

Dnipro National University named after Oles Honchar, 72 Gagarin Ave., Ukraine

Abstract. A lot of attention is given to satellites' mass decreasing and ubiquitous use of micro and nanosatellites. It's related to the progress in microelectronics devices development and significant orbital launch cost. The process of satellite dimensions reduction leads to increasing energy capabilities restrictions. This fact determines the need for improvement of control methods. The goal of the work is the development of a low-energy angular motion control method for microsatellites. Such methods include passive angular orientation and stabilization and active control with restricted energy consumption. The features of such methods were considered. The dependencies of maximum deflections angle from initial angular velocity obtained due separation from launch-vehicle in case of using gravity stabilization boom were obtained. The obtained results could be used in the gravity stabilization system design process. The guidelines for design of satellites' energy-efficient controllable attitude maneuvers were developed. The models of friction torque inside the flywheels were developed. They will increase the accuracy of computer simulation of satellite attitude control with using flywheels in impulse mode. Use of gravity stabilizer and flywheels in impulse control mode for attitude control can significantly reduce energy costs. The design of modeling guidelines were developed. They allow modeling the processes of angular motion for listed tasks. A methodical support for the method of attitude control with using flywheel at impulse mode has been created. It is allow to provide attitude control computer simulation with more accuracy using a model of friction torque and significantly decrease onboard energy consumption also.

Key words: ANGULAR MOTION OF THE SPACECRAFT, GRAVITY STABILIZER, IMPULSE SWITCHING OF THE FLYWHEEL ENGINE DURING PROGRAMMED TURNS.

Вступ

Останнім часом багато уваги приділяється зниженню маси космічних апаратів (КА) та ширшому використанню КА класу мікросупутник та наноосупутник. У першу чергу це пов'язано з новими розробками в галузі створення малогабаритної радіоелектронної

© О.А. Гребенкіна, А.М. Кулабухов

апаратури, а також із значними витратами на пускові послуги (залежно від ракетоносія від 10 000 до 30 000 $ за 1 кг маси КА) [1-5]. Зменшення габаритів зазвичай тягне й обмеження на енергетичні можливості КА, що потребує створення чи вдосконалення енергоефективних методів керування. До таких методів належать пасивні методи керування кутової орієнтації та стабілізації [2], а також активні методи з обмеженою енергетикою [4,5]. Розглянемо особливості використання цих методів на КА.

Постановка завдання дослідження

Мета роботи – розробка мало витратних методів кутового керування малих космічних апаратів

Об'єкт дослідження – малі космічні апарати

Предмет дослідження – кутовий рух КА

Завдання дослідження:

- аналіз характеристик гравітаційних методів кутової стабілізації КА;
- розробка моделей та оцінка характеристик методу програмного розвороту з використанням двигунів-маховиків у режимі імпульсного включення.

Гравітаційний метод кутової стабілізації – один із пасивних методів кутової стабілізації дозволяє орієнтувати КА в надир планети без енергетичних витрат [2]. Розглянемо математичну модель цього методу і оцінено параметри його кутового руху. Принцип кутової стабілізації показаний на рис.1.

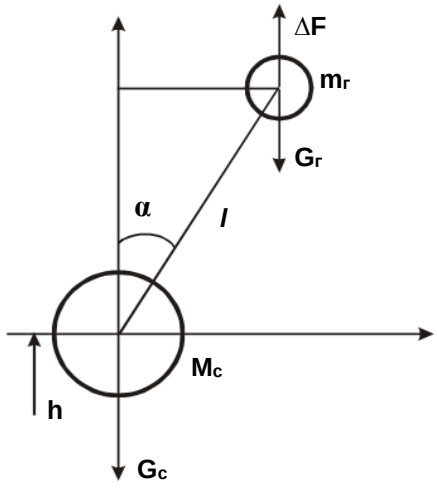


Рисунок 1 – Схема гравітаційного стабілізатора

Гравітаційна стабілізація відбувається за рахунок введення асиметрії в конструкцію космічного апарату (зокрема установкою на КА вантажу масою $m_г$ на штанзі, довжиною l від КА масою M_c).За рахунок різної відстані від центру Землі з'являється додаткова сила ΔF, яка утворює відносно КА апарату момент, який впливає на кутовий рух КА.

Ця сила може бути визначена виразом

$$\Delta F = \frac{\gamma M_з m_г}{(R_з+h)^2} - \frac{\gamma M_з m_г}{(R_з+h+lcos\alpha)^2} = g_0 k M_c \left(\frac{1}{\left(1+\frac{h}{R_з}\right)^2} - \frac{1}{\left(1+\frac{h+lcos\alpha}{R_з}\right)^2}\right).$$

Відповідно гравітаційний момент буде визначатися виразом

$$M_г = g_0 k M_c l sin\alpha \left(\frac{1}{\left(1+\frac{h}{R_з}\right)^2} - \frac{1}{\left(1+\frac{h+lcos\alpha}{R_з}\right)^2}\right)$$

де $M_з$ – маса Землі;

M_c – маса супутника;

$m_г$ – маса вантажу;

k – коефіцієнт (відношення маси вантажу до маси супутника);

Рівняння руху відносно кута α матиме вид

γ – гравітаційна стала;

g_0 – прискорення вільного падіння Землі (~9,8 м/с2);

$R_з$ – радіус Землі;

h – висота орбіти КА.

$$\ddot{\alpha} = \frac{g_0 k M_c sin\alpha}{J_x}\left(\frac{1}{\left(1+\frac{h}{R_3}\right)^2} - \frac{1}{\left(1+\frac{h+lcos\alpha}{R_3}\right)^2}\right) \quad (1)$$

де J_x – момент інерції КА.

Результати моделювання показують, що за ненульових початкових умов процес характеризується коливаннями, що не згасають, навколо вертикального положення.

Залежність періоду коливань КА від початкового кутового відхилення гравітаційної штанги від вертикалі показана на рис. 2.

Залежність максимального кута відхилення КА від початкової кутової швидкості показано на рис. 3.

Залежність максимального кута відхилення КА від початкової кутової швидкості показано на рис. 4.

Рис. 3 показує, яку точність кутової стабілізації можна отримати в залежності від початкової кутової швидкості КА після відокремлення від ракети-носія або іншого КА, а рис.4 дає оцінку межі застосування гравітаційної системи стабілізації без демпфування коливань.

Практика показала, що процес кутового руху з гравітаційним стабілізатором носить згасаючий характер. В модель руху був введений аеродинамічний момент, який враховує відносний кутовий рух навантаження від КА. Щільність атмосфери вибиралася із таблиці стандартної атмосфери ГОСТ 25645.115-84. Результати моделювання показали, що вже врахування атмосфери в кутовій моделі руху дають згасаючі у часі коливання. Було проведене дослідження впливу різних демпферів на процес кутового руху. Результати досліджень для різних початкових умов і коефіцієнтів демпфування наведені на рис. 5 - 8.

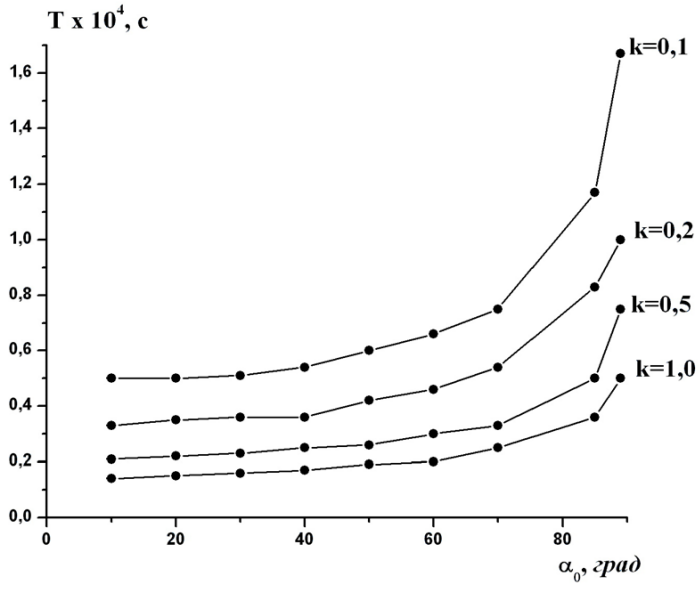


Рисунок 2 – Залежність періоду коливань КА від початкового кутового відхилення гравітаційної штанги від вертикалі

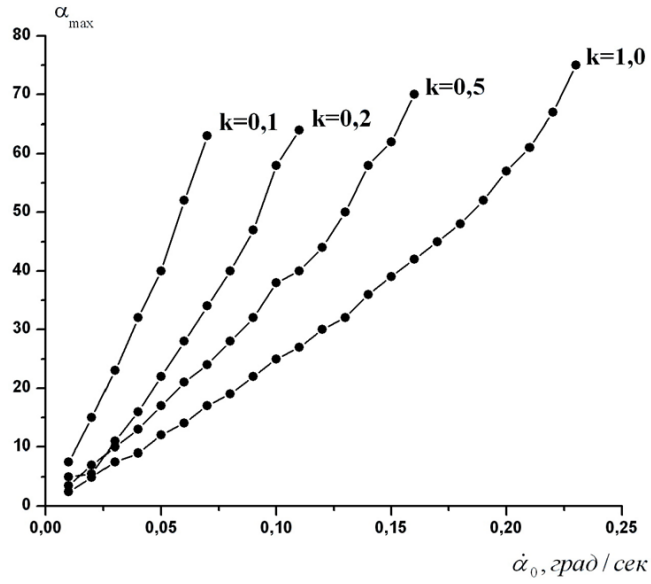


Рисунок 3 – Залежність максимального кута відхилення КА від початкової кутової швидкості

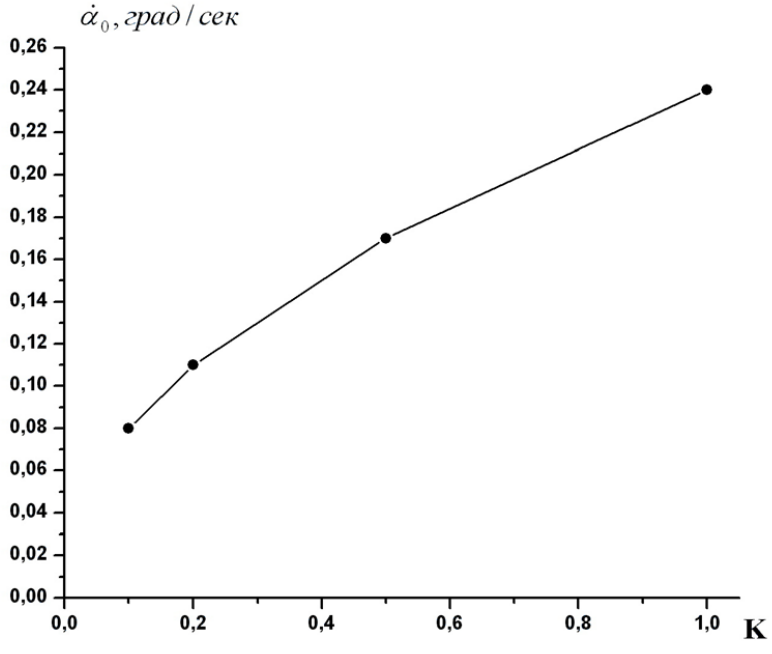


Рисунок 4 – Залежність максимального кута відхилення КА від початкової кутової швидкості

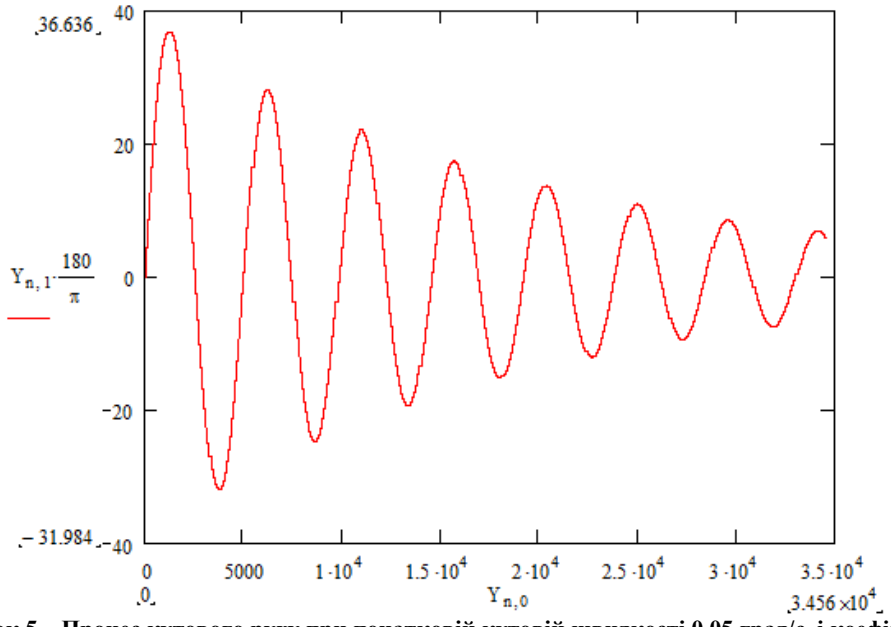


Рисунок 5 – Процес кутового руху при початковій кутовій швидкості 0,05 град/с, і коефіцієнті демпфування 0,0001 $с^{-1}$

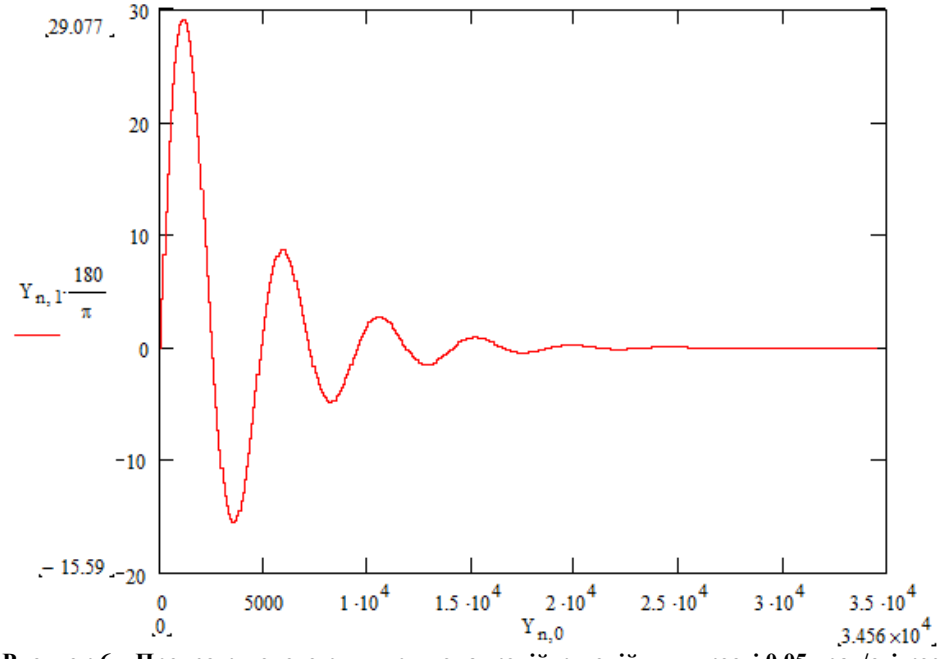


Рисунок 6 – Процес кутового руху при початковій кутовій швидкості 0,05 град/с, і коефіцієнті демпфування 0,0005 $с^{-1}$

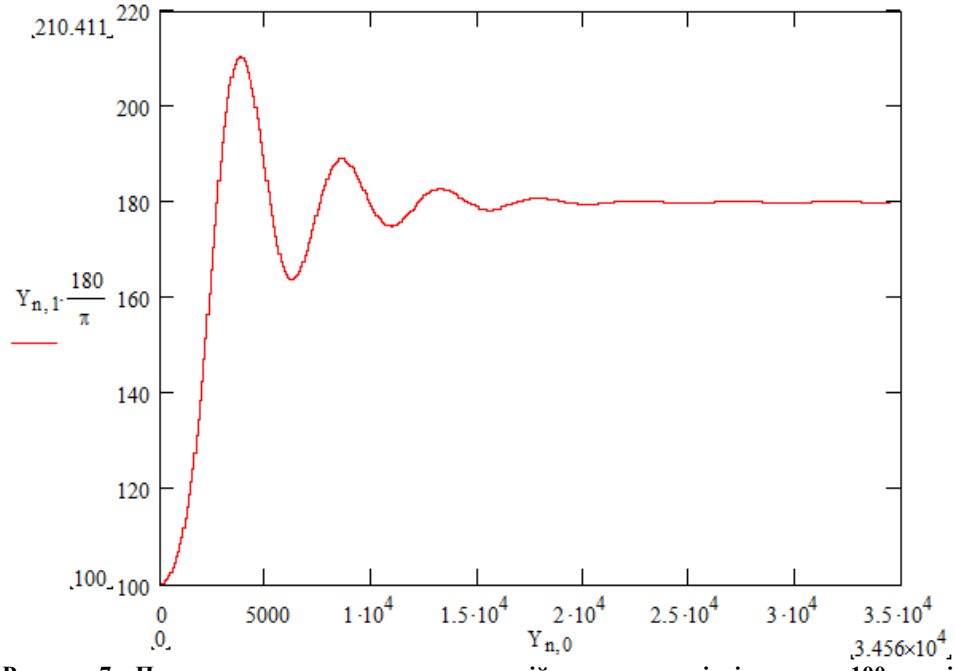


Рисунок 7 – Процес кутового руху при початковій кутовому куті відхилення 100 град і коефіцієнті демпфування 0,0005 $с^{-1}$

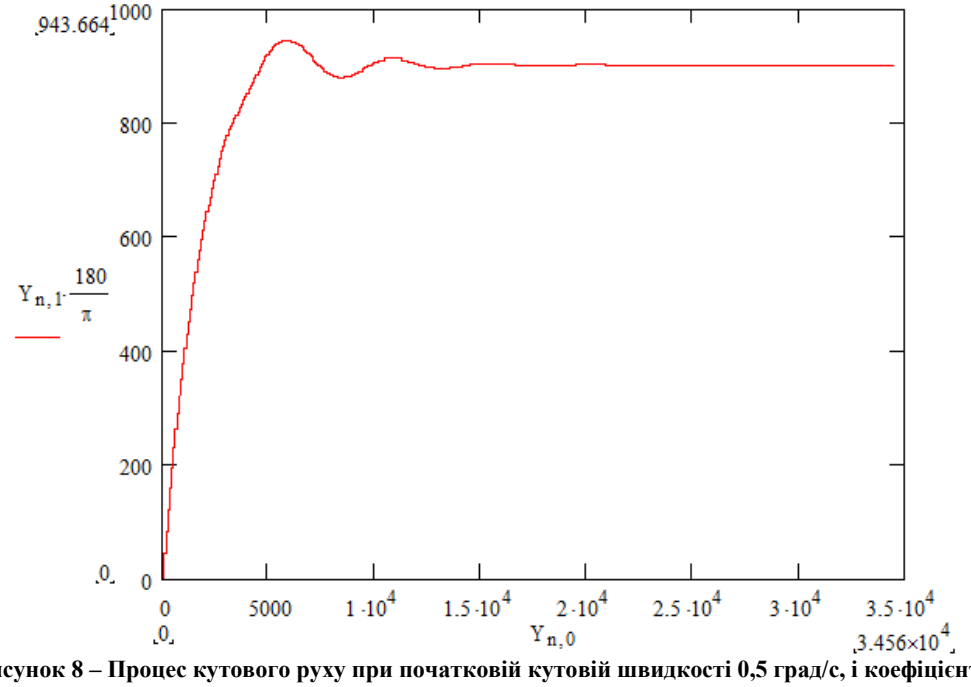


Рисунок 8 – Процес кутового руху при початковій кутовій швидкості 0,5 град/с, і коефіцієнті демпфування 0,0005 с-1

Результати досліджень показують, що в залежності від початкових умов і демпферів КА може встановитися у 2 стани: навантаженням вверх і навантаженням вниз (2 стійких стани). При цьому орієнтація КА на Землю може бути порушена. Стабілізація в залежності від коефіцієнту демпфування може наступити за один або декілька обертів. Крім того за рахунок малого керуючого моменту час стабілізації значний. Але при виникненні проблем з енергопостачанням такий спосіб орієнтації може бути використаний до відновлення енергії (заряду акумуляторної батареї), бо не потребує енергії.

Імпульсний метод програмного керування двигуном-маховиком

Одним з основних та найбільш поширених виконавчих органів у системі кутової стабілізації КА є двигуни-маховики, призначені для компенсації початкових кутових швидкостей КА та проведення програмних розворотів КА для вирішення цільових завдань, таких як, наприклад, зйомки заданих ділянок земної поверхні [6-7]. При цьому використовується безперервне керування двигуном-маховиком.

Розглянемо найпростіший випадок кутового руху під дією зовнішнього моменту, який створюється включенням двигуна-маховика в імпульсному (короткочасному) режимі [8].

Розглянемо кутовий рух КА, який відбуватиметься під дією двох моментів - моменту, що виникає при включенні двигуна-маховика та моменту тертя, в результаті якого двигун-маховик зупиниться з часом. Інші моменти (гравітаційний, аеродинамічний та ін.) вважатимемо малими по відношенню до перелічених моментів і нехтуємо ними.

Для простоти припустимо, що величини цих моментів є постійними, але відрізняються за величиною.

Припустимо також, що кутовий рух описується рівнянням за нульових початкових умов.

Першу дільницю (рис. 9), яка характеризує розгін двигуна-маховика з урахуванням, що момент тертя у двигуні набагато менше моменту керування, можна описати рівнянням

$$J\ddot{\alpha} = M_{упр}, \quad (2)$$

де J – момент інерції космічного апарату»

$\ddot{\alpha}$ – кутове прискорення;

$M_{упр}$ – момент керування.

Відповідно до кутовою швидкості і кута маємо вирази:

$$\dot{\alpha}(t) = \frac{M_{упр}}{J}t + C_1, \quad (3)$$

$$\alpha(t) = \frac{M_{упр}}{J}\cdot\frac{t^2}{2} + C_1 t + C_2, \quad (4)$$

де C_1, C_2 – постійні коефіцієнти, які визначаються початковими умовами.

В нашому випадку ці коефіцієнти на першій дільниці нульові.

Для другої дільниці рівняння руху буде таким же як і для першої дільниці, тільки замість моменту керування буде діяти момент тертя. А кінцеві умови першої дільниці будуть відповідати початковим умовам другої дільниці, тобто:

$$\dot{\alpha}(t_1) = \frac{M_{упр}}{J}t_1; \quad \alpha(t_1) = \frac{M_{упр}}{J}\cdot\frac{t_1^2}{2}..$$

Рівняння руху на другій дільниці будуть мати вид

$$\dot{\alpha}(t) = -\frac{M_{тр}}{J}t + \frac{M_{упр}}{J}t_1 \quad (5)$$

$$\alpha(t) = -\frac{M_{тр}}{J}\frac{t^2}{2} + \frac{M_{упр}}{J}t_1 t + \frac{M_{упр}}{J}\frac{t_1^2}{2} \quad (6)$$

З аналізу кутового руху отримане співвідношення

$$M_{упр}t_1 = M_{тр}t_к \quad (7)$$

Рівняння можна умовно назвати інтегралом моментів, при якому інтеграл від керування дорівнює інтегралу від моменту тертя.

Запропонований метод програмного розвороту КА за рахунок використання імпульсного режиму вмикання двигуна-маховика (t_1 мало) дозволяє знизити споживання енергії від системи енергопостачання, але час розвороту при цьому збільшується.

Для точного програмного розвороту необхідно знати закон зміни моменту

керування і моменту тертя, які в літературі не описані.

Запропоновано один з варіантів методу керування програмним розворотом космічного апарату (КА), в якому використано припущення, що момент керування та момент тертя у двигуні-маховику постійні у часі. Однак, як показує практика і ряд робіт, ці моменти не постійні в часі. Неприйняття до уваги цієї обставини може призвести до значних похибок кутового програмного розвороту КА.

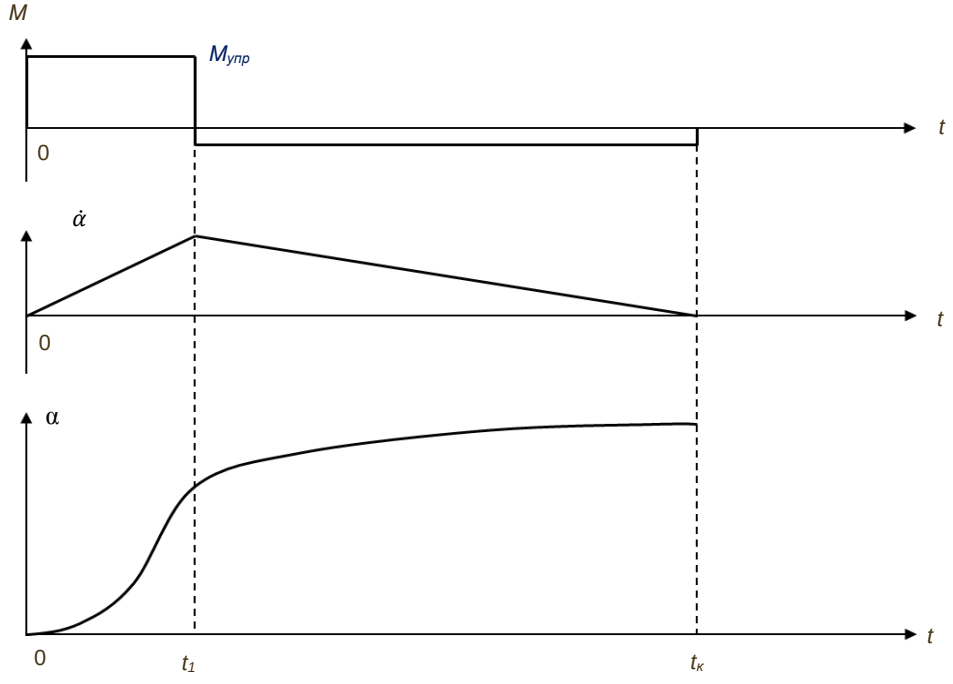


Рисунок 9 – Зміна моментів керування, кутової швидкості та кута повороту КА

Розглянемо можливі математичні моделі зміни моментів тертя у двигунах-маховиках у часі. Враховуватимемо той факт, що в космічному просторі, основною складовою моменту тертя є коефіцієнт тертя кочення в підшипниках двигуна-маховика. Решту складових, наприклад, в'язкості мастила, ми знехтуємо. Так як сучасні двигуни-маховики проектуються з розрахунком на тривалу роботу з найменшим опором, тому вплив інших факторів малий.

Математична модель 1

$$M_{TP} = k_{mp} \cdot M_{упр}$$

$$M_{упр} = a \cdot 1(t)$$

$$\ddot{\alpha} = \frac{M_{упр}}{J} - \frac{k_{mp} \cdot M_{упр}}{J}$$

Модель враховує постійне значення моменту тертя, який залежить від коефіцієнту тертя $k_{\text{тр}}$. Результати моделювання наведені на рис. 10 – 11.

Ефективність використання методу визначається часткою споживання енергії *двигуном-маховиком для здійснення* програмного розвороту в порівнянні з постійно увімкненим двигуном. Якщо прийняти за одиницю витрату енергії при постійно увімкненому двигуні-маховику під час програмного розвороту, то за ефективність використання запропонованого методу можна оцінити величиною

$$K = \frac{\alpha_{упр}}{\alpha_{тр}},$$

де $\alpha_{упр}.\alpha_{тр}$ – відповідно кути повороту КА при увімкнутому і вимкнутому двигуні-маховику.

Залежність K від коефіцієнту тертя наведено на рис. 12.

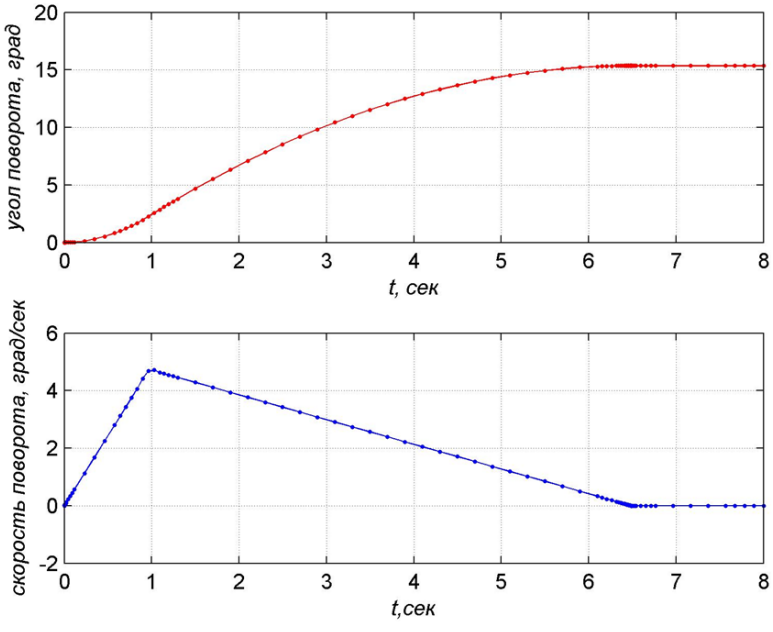


Рисунок 10 – Зміна кута повороту та кутової швидкості КА (Ктр = 0,015)

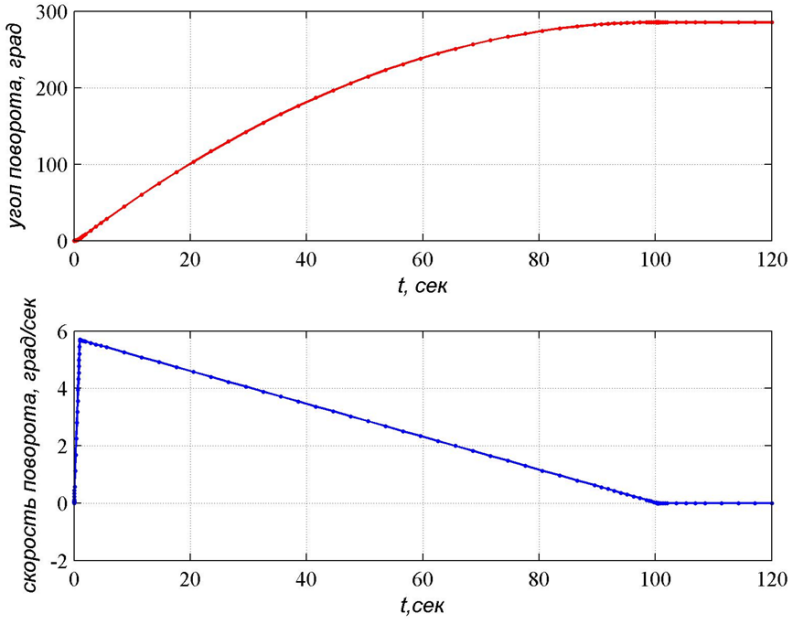


Рисунок 11 – Зміна кута повороту та кутової швидкості КА (Ктр = 0,001)

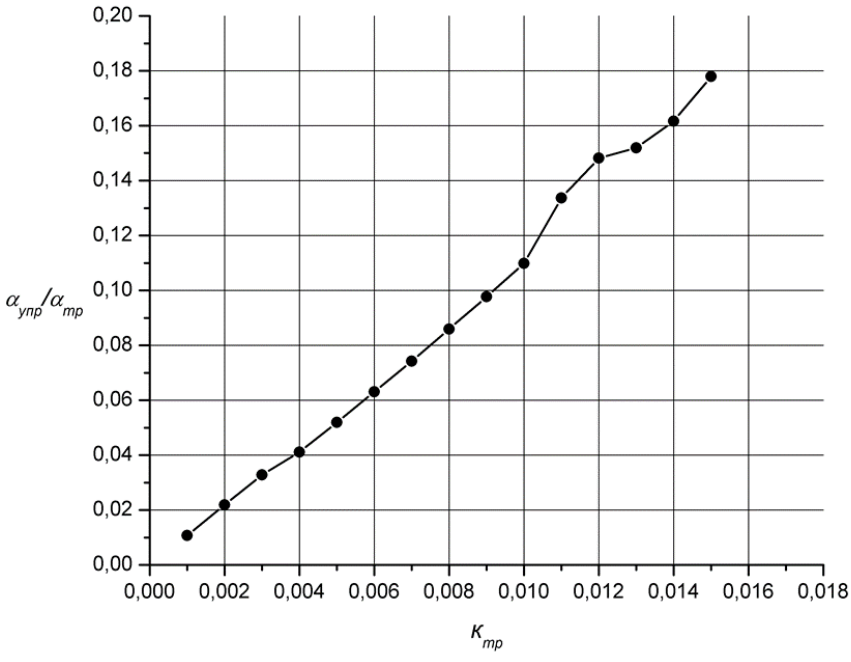


Рисунок 12 – Залежність ефективності використання імпульсного методу керування від коефіцієнту тертя

Модель 2

$$M_{TP} = k_{тр} \cdot M_{упр} \cdot (1 + b \cdot \dot{\alpha});$$

$$\ddot{\alpha} = \frac{M_{упр}}{J} - \frac{k_{тр} \cdot M_{упр}}{J} \cdot (1 + b \cdot \dot{\alpha}),$$

де b – постійний коефіцієнт, що характеризує ступінь залежності моменту тертя від кутової швидкості.

Результати моделювання наведені на рис. 13 – 14.

Модель 3

$$M_{TP} = k_{тр} \cdot M_{упр} \cdot \left(1 - e^{-\frac{\dot{\alpha}}{\dot{\alpha}_{t1}}}\right)$$

$$\ddot{\alpha} = \frac{M_{упр}}{J} - \frac{k_{тр} \cdot M_{упр}}{J} \cdot \left(1 - e^{-\frac{\dot{\alpha}}{\dot{\alpha}_{t1}}}\right)$$

де $\dot{\alpha}_{t1}$ – деяке постійне значення швидкості обертання двигуна-маховика (максимальна швидкість).

Результати моделювання наведені на рис. 15 – 16.

Модель 4

$$M_{TP} = k_{тр} \cdot M_{упр} \cdot \left(1 + c \cdot \left(1 - e^{-\frac{\dot{\alpha}}{\dot{\alpha}_{t1}}}\right)\right),$$

$$\ddot{\alpha} = \frac{M_{упр}}{J} - \frac{k_{тр} \cdot M_{упр}}{J} \cdot \left(1 + c \cdot \left(1 - e^{-\frac{\dot{\alpha}}{\dot{\alpha}_{t1}}}\right)\right)$$

Модель включає залежність моменту тертя від одночасно постійної складової і складової що змінюється за експоненціальним законом.

Результати моделювання наведені на рис. 17 – 18.

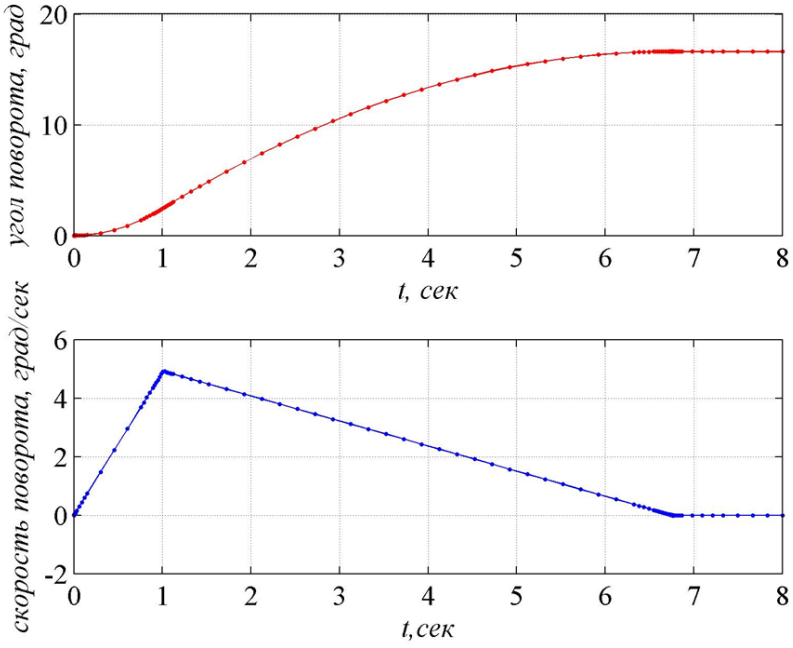


Рисунок 13 – Зміна кута повороту та кутової швидкості КА (Ктр = 0,015)

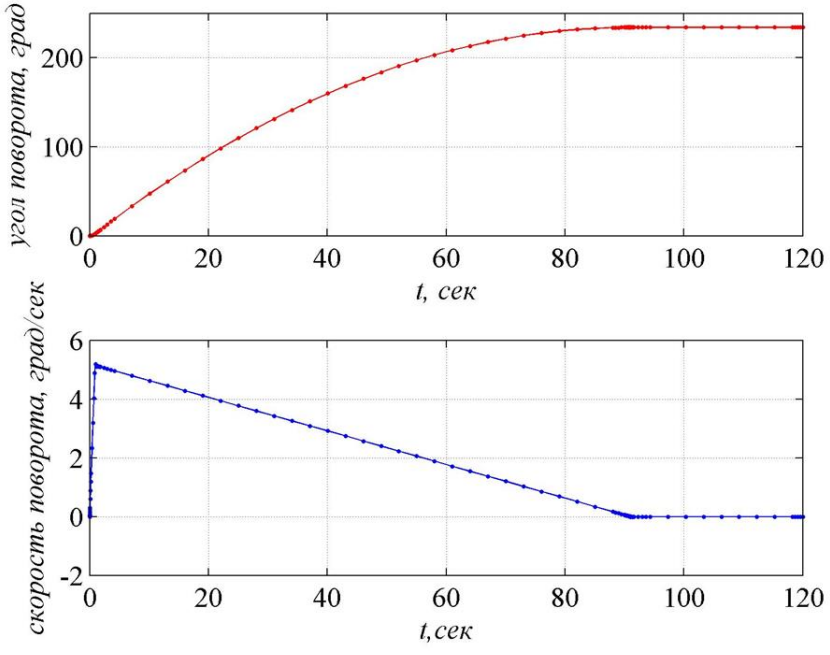


Рисунок 14 – Зміна кута повороту та кутової швидкості КА (Ктр = 0,001)

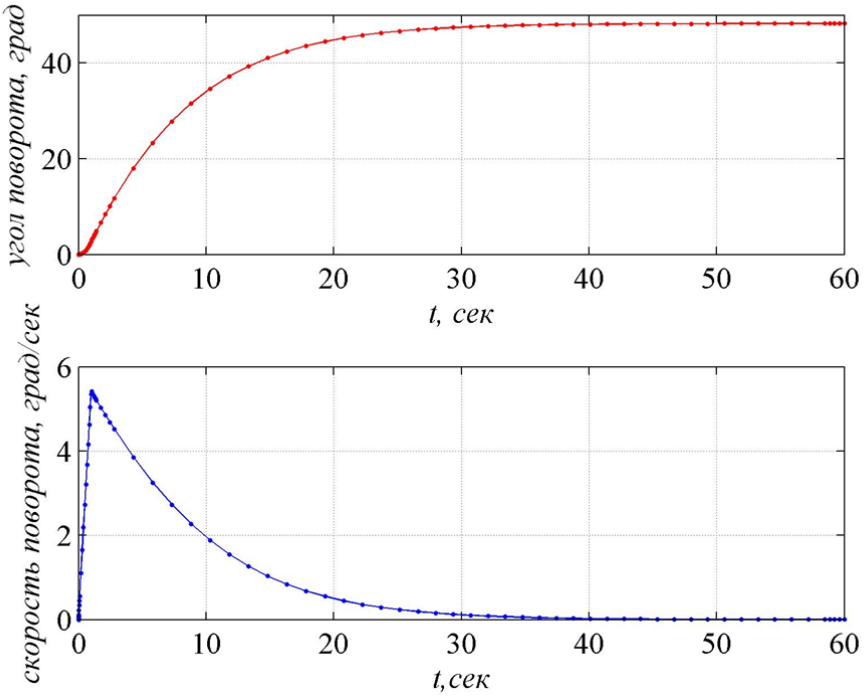


Рисунок 15 – Зміна кута повороту та кутової швидкості КА (Ктр = 0,015)

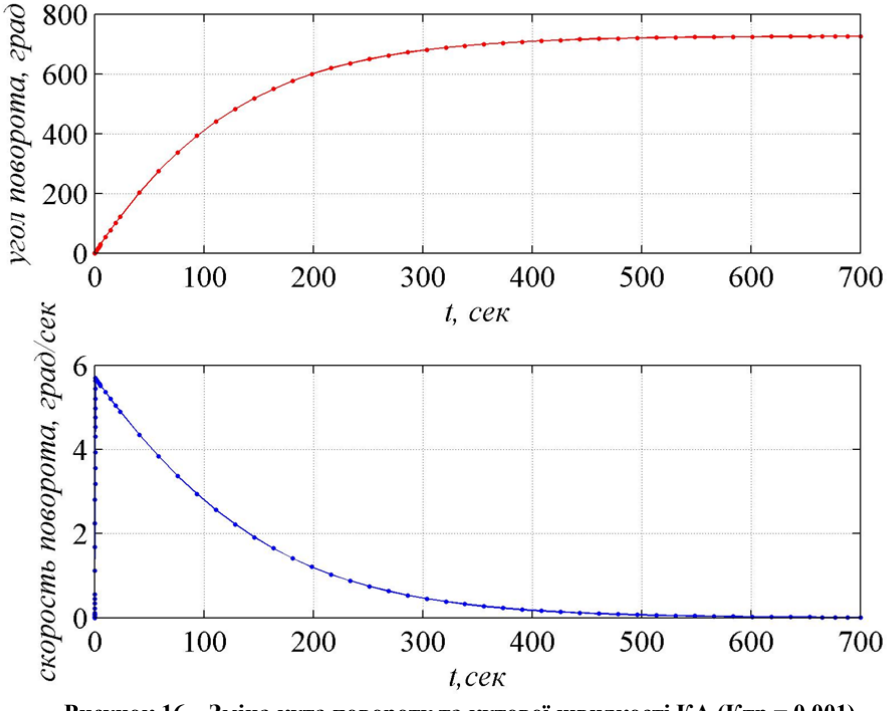


Рисунок 16 – Зміна кута повороту та кутової швидкості КА (Ктр = 0,001)

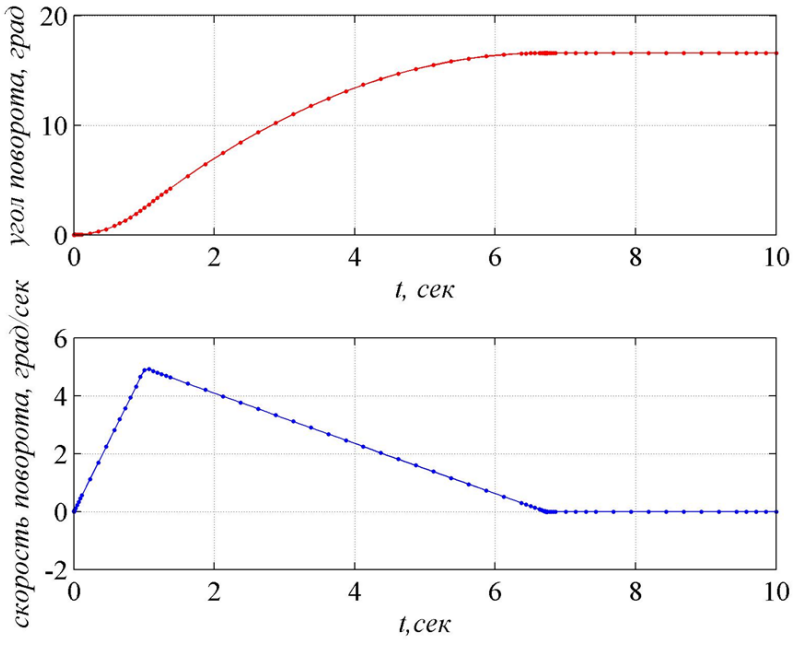


Рисунок 17 – Зміна кута повороту та кутової швидкості КА (Ктр = 0,015)

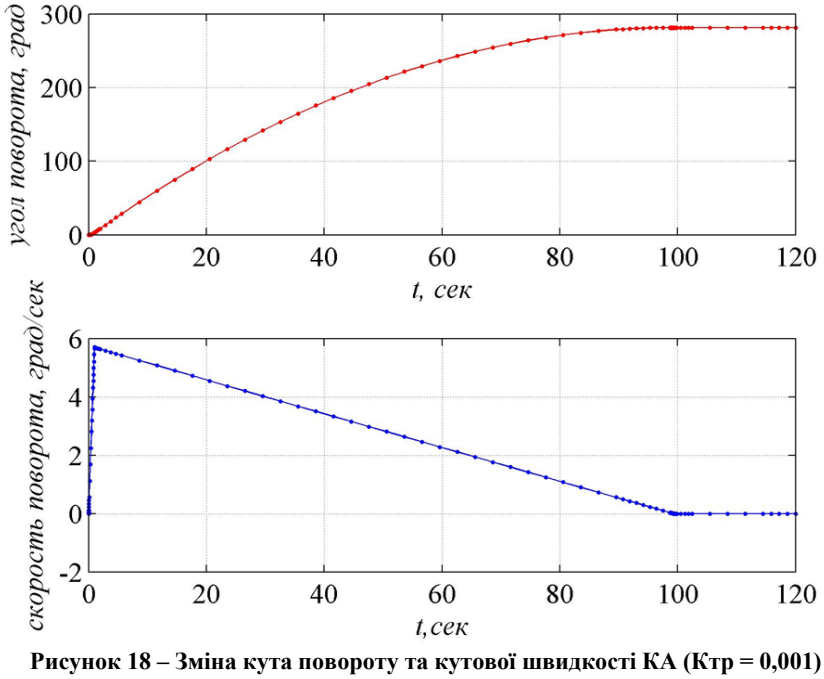


Рисунок 18 – Зміна кута повороту та кутової швидкості КА (Ктр = 0,001)

Наукова новизна

Для гравітаційного стабілізатора отримані залежності максимального кута відхилення КА від початкової кутової швидкості для різних гравітаційних штанг і максимального кута відхилення КА від початкової кутової швидкості, отриманої при відділені КА від ракети-носія, що може бути використано на стадії проєктування гравітаційних стабілізаторів.

Розроблено методичне забезпечення для імпульсного керування програмних розворотів КА зі збереження енергії.

Створені моделі моментів тертя в двигунах-маховиках, які дозволять більш точніше моделювати обертальний рух КА при імпульсному керуванні двигуном-маховиком.

Висновки

Використання гравітаційних стабілізаторів і імпульсного керування двигунів-маховиків для програмних розворотів КА дозволяють суттєво заощаджувати енергетику КА. Розроблено методичне забезпечення, яке дозволяє моделювати процеси кутового руху для перелічених завдань.

Створено методичне забезпечення для методу імпульсного включення двигуна-маховика при програмних розворотах, яке дозволяє більш точніше моделювати процес кутового руху з урахування моделей моментів тертя в двигунах-маховиках і суттєво зменшити споживання енергії бортового джерела живлення.

З урахуванням того, що розворот КА відбувається при відключеному двигуні-маховику, важливе значення має точний опис законів зміни моменту тертя в двигуні-маховику.

Вибір моделі зміни моменту тертя та її коефіцієнтів передбачається здійснити за результатами випробувань конкретних двигунів-маховиків на експериментальній установці, що дозволить досить точно здійснювати програмний розворот космічного апарату запропонованим методом.

Бібліографічні посилання

1. Н.Н. Севастьянов, В.Н. Бранец В.А. Панченко и др. Анализ современных возможностей создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли, ТРУДЫ МФТИ. – 2009. – Том 1, N 3, С. 14 – 22.

2. Космические летательные аппараты. Введение в ракетно-космическую технику: Учеб. пособие с грифом МОНУ / Ю.Ф. Даниев Ю.Ф., А.В. Демченко, В.С. Зевако, А.М. Кулабухов, В.В. Хуторный; Под общ. ред. д-ра техн. наук, проф. А.Н. Петренко. Д.: АРТ-ПРЕС, 2007. – 456 с

3. Желябов П. А., Кулабухов А. М. Алгоритм управления токовой катушкой в системах угловой ориентации и стабилизации космических аппаратов // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: зб. наук. праць Дніпровського національного ун-ту ім. Олеся Гончара. - 2018. - Т. XXIV. - С. 47- 56

4. P. Zheliabov, D. Faizullin, A. Kulabukhov. High performance processing cluster for remote sensing spacecraft // Вісник Дніпропетровського університету. Серія: Ракетно-космічна техніка. – 2020. – Вип. 23. – №4. – Т. 28. – С. 105-111. DOI: 10.15421/452014

5. P. Zheliabov, E. Lapkhanov, D. Faizullin, A. Kulabukhov, K. Hiraki Electromagnetic Stabilization System Algorithm During Energy Restriction Mode for the Near-Symmetric Satellites // International Review of Aerospace Engineering (I.RE.AS.E), Vol. 15, N. 1 ISSN 1973-7459 February 2022. – P. 62 – 70

6. Е. А. Гребенкина. В. А. Ларин, А. М. Кулабухов. Методика выбора двигателей-маховиков космических аппаратов для проведения стереосъемки // Вісник Дніпропетровського університету. Серія: Ракетно-космічна техніка. – 2021. – Вип. 24. – №4. – Т. 29. – С. 152-157 DOI: 10.15421/452117

7. Желябов П.А., Кулабухов А.М. Методика выбора двигателей-маховиков для космических аппаратов // Системне проектування та аналіз характеристик

аерокосмічної техніки: Зб. наук. пр. Т. XXIII– Д: Ліра, 2017. – С. 10 – 16

8. Кулабухова Е.А. Метод управления программным разворотом КА / Е.А. Кулабухова, А.М. Кулабухов, В.А. Ларин // Вісник Дніпропетровського національного університету. – Серія Ракетно-космічна техніка. – вип. 12. – Т. 1. – ДНУ, 2008. – С. 86 – 89.

Надійшла до редколегії 30.10.2022р.

Відомості про авторів



Гребенкіна Олена Анатоліївна, Україна Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара. Старший викладач Сфера інтересів - системи і процеси керування



Кулабухов Анатолій Михайлович, Україна Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара. Завідувач кафедри, кандидат технічних наук, доцент. Сфера інтересів - системи і процеси керування