



УКРАЇНА

(19) UA (11) 62147 (13) A

(51) 7 B64G1/24

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІОПИС
ДО ДЕКЛАРАЦІЙНОГО ПАТЕНТУ
НА ВІНАХІДВидається під
відповідальність
власника
патенту

(54) СПОСІБ РОЗВАНТАЖЕННЯ СИСТЕМИ СИЛОВИХ ПРОСКОПІВ КОСМІЧНОГО АПАРАТА

1

2

(21) 20021210698

(22) 27 12 2002

(24) 15 12 2003

(46) 15 12 2003, Бюл. № 12, 2003 р.

(72) Успенський Валерій Борисович, Голоскоков Євген Григорович, Кузнецов Юрій Олексійович, Бандура Іван Миколайович

(73) НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ "ХАРКІВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ"

(57) Спосіб розвантаження системи силових проскопів космічного апарата, який полягає в тому, що вимірюють вектор нагромадженого кінетичного моменту системи силових проскопів, вимірюють вектор абсолютної кутової швидкості космічного апарата, визначають сумарний вектор кінетичного

моменту космічного апарата, виконують розвантаження за допомогою реактивних двигунів орієнтації, який відрізняється тим, що фіксують момент досягнення допустимого значення сумарного кінетичного моменту космічного апарата, визначають напрям сумарного вектору кінетичного моменту космічного апарата, поєднують цей напрям з віссю максимальної ефективності реактивних двигунів орієнтації шляхом просторового програмного розвороту за допомогою системи силових проскопів, включають реактивні двигуни орієнтації для розвантаження системи силових проскопів, після закінчення якого виконують зворотний просторовий програмний розворот для продовження основної роботи

Вінахід відноситься до космічної техніки і може бути використаний для розвантаження системи силових проскопів космічних апаратів від нагромадженого кінетичного моменту

Використання системи силових проскопів для управління обертальним рухом космічного апарату дозволяє значно зменшити витрати робочого тіла, але потребує розвантаження від нагромадженого кінетичного моменту за допомогою зовнішнього моменту

Відомий спосіб розвантаження системи силових проскопів за рахунок прикладання до корпусу космічного апарату зовнішнього моменту магнітних сил, який одержується від взаємодії магнітного поля Землі з магнітним моментом, створюваним на космічному апараті за допомогою магнітних виконавчих органів (див. Разыграев А. П. Основы управления полетом космических аппаратов и кораблей М. Машиностроение, 1977, с. 152-154). Використання спеціальних магнітних виконавчих органів приводить до великих споживань електроенергії і зменшує масу корисного навантаження, яке виводиться на орбіту

Відомий спосіб розвантаження системи силових проскопів за допомогою зовнішніх моментів тієї ж природи, що і збурюючі, наприклад, гравітаційні (див. Бебенин Г. Г., Скребушевский Б. С., Соколов Г. А. Системы управления полетом космиче-

ских аппаратов М. Машиностроение, 1978, с. 191). Для цього потрібно забезпечити таку орієнтацію космічного апарату, щоб зовнішній збурюючий момент ставав зворотним тому, який діє під час основного режиму орієнтації. Недоліком цього способу є неможливість виконання основної задачі протягом тривалого часу із-за незначної величини зовнішнього моменту

Відомий найбільш близький за технічною сутністю спосіб розвантаження системи силових проскопів, який полягає у тому, що вимірюють вектор нагромадженого кінетичного моменту системи силових проскопів, вимірюють вектор абсолютної кутової швидкості космічного апарату, визначають сумарний кінетичний момент космічного апарату і при досягненні граничного сумарного кінетичного моменту здійснюють його розвантаження за допомогою реактивних двигунів орієнтації одночасно по трьох осях згідно з величинами проекцій кінетичного моменту (див. Алексеев К. Б., Бебенин Г. Г. Управление космическими летательными аппаратами М. Машиностроение, 1974, с. 222-225). Недоліком цього способу є підвищені витрати робочого тіла на розвантаження із-за використання реактивних двигунів орієнтації по осях з не максимальною ефективністю

В основу винаходу поставлено задачу вдосконалення способу розвантаження системи силових

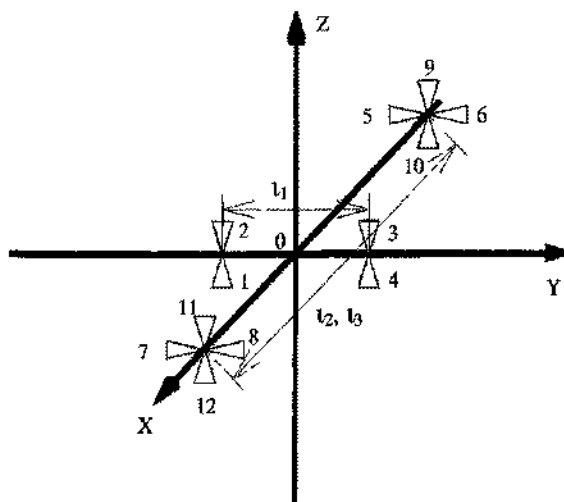
UA (19) 62147 (13) A

проскопів шляхом використання для нього реактивних двигунів орієнтації по осі максимальної ефективності, що забезпечує зменшення витрат робочого тіла

Поставлена задача вирішується тим, що у відомому способі розвантаження системи силових проскопів космічного апарату, який полягає в тім, що вимірюють вектор нагромадженого кінетичного моменту системи силових проскопів, вимірюють вектор абсолютної кутової швидкості космічного апарату, визначають сумарний вектор кінетичного моменту космічного апарату, виконують розвантаження за допомогою реактивних двигунів орієнтації, згідно з винаходом фіксують момент досягнення допустимого значення сумарного кінетичного моменту визначають напрям сумарного вектору кінетичного моменту космічного апарату, поєднують цей напрям з віссю максимальної ефективності реактивних двигунів орієнтації шляхом просторового програмного розвороту за допомогою системи силових проскопів, включають реактивні двигуни орієнтації для розвантаження системи силових проскопів, після закінчення якого виконують зворотний просторовий програмний розворот для продовження основної роботи

Суть винаходу пояснюється кресленнями, де зображені на фіг 1 - схема розташування реактивних двигунів орієнтації, на фіг 2 - орієнтація вектору сумарного кінетичного моменту, на фіг 3 - витрати робочого тіла на розвантаження

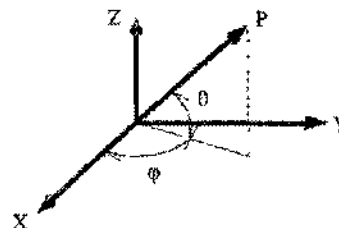
На фіг 1 показана схема можливого розташування реактивних двигунів орієнтації відносно зв'язаної з космічним апаратом системи координат OXYZ, де двигуни 1, 2, 3, 4 створюють зовнішній момент навколо осі OX, двигуни 5, 6, 7, 8 - навколо осі OZ, двигуни 9, 10, 11, 12 - навколо осі OY. При цьому кожна пара двигунів має своє плече прикладання реактивної сили. Навіть якщо створювана реактивна сила однакова для всіх двигунів, то зовнішній момент буде різним в залежності від довжини плеча. Ту вісь, навколо якої створюється максимальний момент за рахунок максимального плеча, будемо називати віссю максимальної ефективності реактивних двигунів. Якщо вектор сумар-



Фиг. 1.

ного кінетичного моменту космічного апарату збігається з віссю максимальної ефективності, то для розвантаження нагромадженого кінетичного моменту буде витрачено мінімум робочого тіла. Для реалізації такого збігу необхідно фіксувати момент досягнення допустимого значення сумарного кінетичного моменту космічного апарату, яке менше „насиченого” значення кінетичного моменту на величину, яка дозволяє здійснити програмний розворот космічного апарату. Визначають напрям сумарного вектору кінетичного моменту космічного апарату, здійснюють просторовий програмний розворот за допомогою системи силових проскопів до збігу напрям сумарного кінетичного моменту з віссю максимальної ефективності реактивних двигунів орієнтації. Відмітимо, що до цього етапу реалізації винаходу витрати робочого тіла відсутні, так як реактивні двигуни не використовуються.

Розглянемо приклад для демонстрації ефективності запропонованого способу. На фіг 2 показана початкова орієнтація вектору сумарного кінетичного моменту \vec{P} космічного апарату, де φ і θ кути, визначаючи початкову орієнтацію вектору \vec{P} в зв'язаній з космічним апаратом системи координат φ - кут між віссю OX і проекцією вектору \vec{P} на площину XOY, θ - кут між вектором \vec{P} і площиною XOY. Для прикладу розглянемо випадок, коли $l_1 < l_2 = l_3$. За таких умов розвантаження системи силових проскопів залежність витрат робочого тіла в умовних одиницях від кутів φ і θ приведена на фіг 3, де на графіках 13 і 14 показані витрати робочого тіла при розвантаженні в прототипі, без переорієнтації космічного апарату, для кута $\theta = 0$ градус і $\theta = 60$ градусів, відповідно, а на графіку 15 - при розвантаженні за допомогою запропонованого способу, коли витрати робочого тіла є мінімальними і не залежать від кутів φ і θ . Як видно із графіків, зменшення витрат робочого тіла на розвантаження системи силових проскопів за допомогою запропонованого способу досягає декілька разів в залежності від початкової орієнтації вектору сумарного кінетичного моменту.



Фиг 2

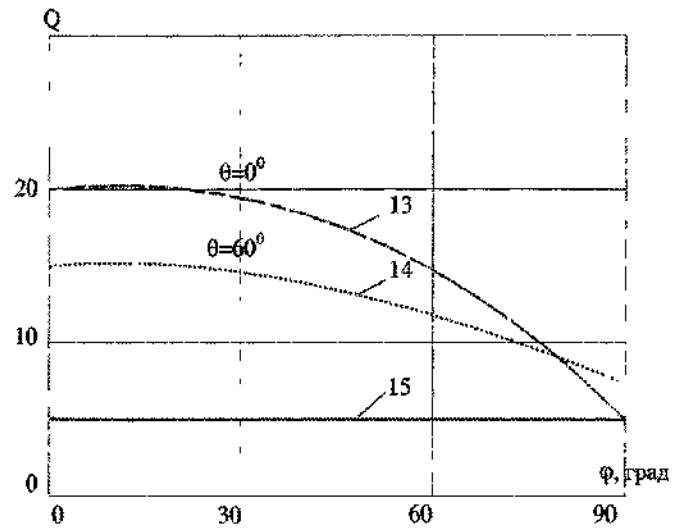


Fig.3.