

Винахід відноситься до космічної техніки і може бути використаний для розвантаження силового гіроскопічного комплексу космічного апарату від нагромадженого кінетичного моменту.

Використання силового гіроскопічного комплексу для управління обертальним рухом космічного апарату дозволяє значно зменшити витрати робочого тіла, але потребує розвантаження від нагромадженого кінетичного моменту за допомогою зовнішнього моменту.

Відома система розвантаження системи силового гіроскопічного комплексу, в яку входить вимірювач абсолютної кутової швидкості, вимірювач кінетичного моменту силового гіроскопічного комплексу, магнітометр, блок обчислення сигналу розвантаження, магнітні виконавчі органи (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.

Відома найбільш близька по технічній суті система розвантаження силового гіроскопічного комплексу, в яку входять вимірювач абсолютної кутової швидкості, вимірювач кінетичного моменту силового гіроскопічного комплексу, виходи яких через блок визначення сумарного кінетичного моменту космічного апарату з'єднані з блоком фіксування допустимого сумарного кінетичного моменту космічного апарату і блоком управління виконавчими органами орієнтації, вихід якого зв'язаний з реактивними двигунами орієнтації (див. Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г. Управление космическими летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1974, с.222-225). Недоліком цієї системи є підвищені витрати робочого тіла на розвантаження із-за використання реактивних двигунів орієнтації по вісям з не максимальною ефективністю.

В основу винаходу поставлено задачу удосконалення системи розвантаження силового гіроскопічного комплексу шляхом використання для цього реактивних двигунів орієнтації по вісі максимальної ефективності, що забезпечує зменшення витрат робочого тіла.

Поставлена задача вирішується тим, що в відомій системі розвантаження силового гіроскопічного комплексу космічного апарату, в яку входять вимірювач абсолютної кутової швидкості, вимірювач кінетичного моменту силового гіроскопічного комплексу, виходи яких через блок визначення сумарного кінетичного моменту космічного апарату з'єднані з входом блоку фіксування допустимого сумарного кінетичного моменту космічного апарату і першим входом блоку управління виконавчими органами орієнтації, перший вихід якого зв'язаний з реактивними двигунами орієнтації, згідно з винаходом в неї введені блок визначення напряму сумарного кінетичного моменту космічного апарату, вхід якого під'єднаний до виходу блоку фіксування допустимого сумарного кінетичного моменту космічного апарату, блок вибору ефективних реактивних двигунів орієнтації, блок формування параметрів просторового програмного розвороту, вихід якого через другий вхід і другий вихід блоку управління виконавчими органами орієнтації з'єднаний з силовим гіроскопічним комплексом, перший вихід блоку визначення напряму сумарного кінетичного моменту космічного апарату підключений до входу блоку вибору ефективних реактивних двигунів орієнтації, до першого, другого і третього входів блоку формування параметрів просторового програмного розвороту під'єднані відповідно вихід вимірювача абсолютної кутової швидкості, другий вихід визначення напрямку сумарного кінетичного моменту космічного апарату і перший вихід блоку вибору ефективних реактивних двигунів орієнтації, другий вихід якого з'єднаний з третім входом блоку управління виконавчими органами орієнтації.

Суть винаходу пояснюється кресленнями, де зображені: на фіг.1 - структурна схема запропонованої системи розвантаження, на фіг.2 - схема розташування реактивних двигунів орієнтації, на фіг.3 - орієнтація вектору сумарного кінетичного моменту.

Запропонована система розвантаження силового гіроскопічного комплексу космічного апарату містить вимірювач 1 абсолютної кутової швидкості, вимірювач 2 кінетичного моменту силового гіроскопічного комплексу, виходи яких через блок 3 визначення сумарного кінетичного моменту космічного апарату з'єднані з входом блоку 4 фіксування допустимого сумарного кінетичного моменту космічного апарату, вихід якого з'єднаний з блоком 5 визначення напряму сумарного кінетичного моменту космічного апарату, перший вихід блоку 5 під'єднаний до блоку 6 вибору ефективних реактивних двигунів орієнтації, блок 7 формування параметрів просторового програмного розвороту, до першого входу якого підключений вихід вимірювача 1, до другого входу - другий вихід блоку 5, до третього входу - перший вихід блоку 6, блок 8 управління виконавчими органами орієнтації, до першого входу якого підключений вихід блоку 3, до другого входу - вихід блоку 7, до третього входу - другий вихід блоку 6, реактивні двигуни орієнтації 9, з'єднані з першим виходом блоку 8, силовий гіроскопічний комплекс 10, з'єднаний з другим виходом блоку 8. На фіг.2 показана схема можливого розташування реактивних двигунів орієнтації відносно зв'язаної з космічним апаратом системи координат OXYZ, де двигуни 11, 12, 13, 14 створюють зовнішній момент навколо вісі OX, двигуни 15, 16, 17, 18 - навколо вісі OZ, двигуни 19, 20, 21, 22 - навколо OY. При цьому кожна пара двигунів має своє плече приладження 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 сумарного нагромадженого кінетичного моменту космічного апарату збігається з віссю максимальної ефективності, то для розвантаження нагромадженого кінетичного моменту буде витрачено мінімум робочого тіла. На фіг.3 показана початкова орієнтація вектору сумарного кінетичного

моменту \vec{H}_{Σ} космічного апарату, де φ і θ кути, визначаючі початкову орієнтацію вектору \vec{H}_{Σ} в зв'язаній системі координат: φ - кут між віссю OX і проекцією вектору \vec{H}_{Σ} на площину XOY, θ - кут між вектором \vec{H}_{Σ} і площиною XOY.

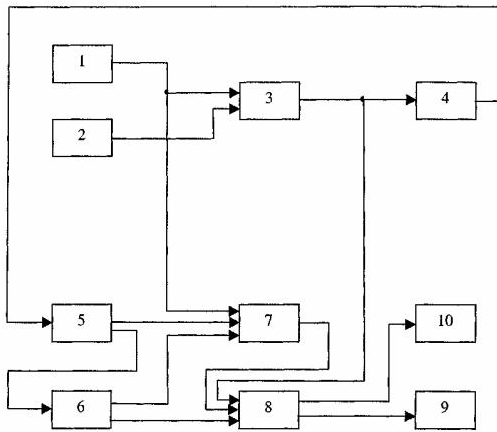
Система розвантаження працює наступним чином. При виконанні програми польоту вимірюють за допомогою вимірювачів 1 і 2 абсолютну кутову швидкість ω і кінетичний момент силового гіроскопічного комплексу $\vec{H}_{\text{СГК}}$ і в блоці 3 визначають сумарний кінетичний момент космічного апарату \vec{H}_{Σ} згідно з рівнянням

$$\vec{H}_\Sigma = J\vec{\omega} + \vec{H}_{\text{СГК}}, \quad (1)$$

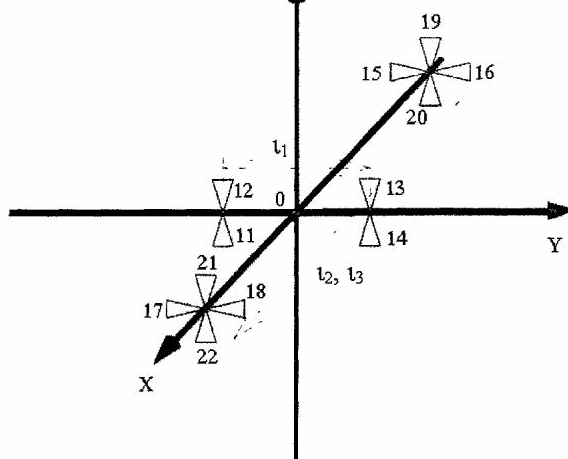
де J - матриця моментів інерції космічного апарату.

Якщо за рахунок дії постійної складової обурюючого моменту \vec{H}_Σ досягає допустимого значення \vec{H}^D_Σ , то блок 4 фіксує цей момент, а блок 5 визначає напрям \vec{H}_Σ , який є початковим кутовим положенням для розвороту космічного апарату. Кінцевим кутовим положенням для забезпечення мінімальних витрат робочого тіла для розвантаження нагромадженого кінетичного моменту шляхом збігу вектору \vec{H}^D_Σ з віссю максимальної ефективності реактивних двигунів є напрям тієї осі максимальної ефективності, який найбільш близький до напрямку \vec{H}^D_Σ . Вибір кінцевого кутового положення виконується в блоці 6, по початковому і кінцевому кутовим положенням і значенню абсолютної кутової швидкості космічного апарату в блоці 7 формуються параметри і програма просторового програмного розвороту. Відмітимо, що значення сумарного кінетичного моменту космічного апарату менше „насиченого” значення кінетичного моменту на величину, яка дозволяє здійснити програмний розворот космічного апарату. Далі блок 8 підключає силовий гіроскопічний комплекс 10, який забезпечує просторовий програмний розворот космічного апарату в кінцеве положення, коли збігаються напрями \vec{H}^D_Σ і вісі максимальної ефективності. До цього етапу реалізації винаходу витрати робочого тіла відсутні, так як реактивні двигуни не використовуються. Після закінчення розвороту блок 8 підключає відповідні ефективні двигуни орієнтації 9, які забезпечують розвантаження до потрібного значення нагромадженого кінетичного моменту з мінімальними витратами робочого тіла. Потім за допомогою силового гіроскопічного комплексу виконується зворотній розворот космічного апарату для продовження основної програми польоту.

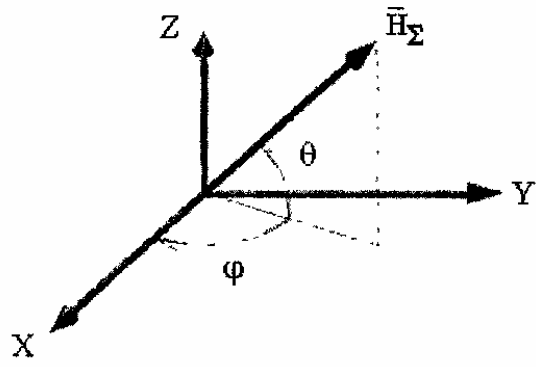
Зменшення витрат робочого тіла на розвантаження системи силових гіроскопів за допомогою запропонованого способу досягає декілька разів в залежності від початкової орієнтації вектору сумарного кінетичного моменту.



Фиг. 1
Z



Фиг. 2



Фиг. 3