

Управляемый тензор инерции космического аппарата трансформируемой конструкции

© Р.П. Симоньянц, Н. А. Алехин, В.А. Тарасов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Для упрощенной модели гипотетического космического аппарата трансформируемой конструкции установлена зависимость тензора инерции от параметров, однозначно задающих распределение подвижных масс с помощью штангового механизма. Этот механизм трансформации может применяться для адаптации динамических свойств космического аппарата к условиям окружающей среды или к условиям функционирования бортовых систем, например, для парирования возмущающих моментов при управлении ориентацией и стабилизации. Управление механизмом трансформации позволяет привести тензор инерции космического аппарата к диагональному виду, исключив силовые перекрестные связи между каналами управления и устранив постоянную составляющую гравитационного момента. Рассмотрен пример использования подвижной массы на конкретном космическом аппарате для диагонализации тензора инерции.

Ключевые слова: трансформируемая конструкция, тензор инерции, центробежный момент инерции

Введение. Трансформируемые конструкции часто используют в аэрокосмической технике [1], например, в системах гравитационной стабилизации — искусственный спутник Земли (ИЗС) [2–4]. Они применяются в активных системах управления ориентацией для адаптации динамических свойств космического аппарата (КА) к условиям окружающей среды или к условиям функционирования бортовых систем, например, для парирования возмущений от эксцентриситета вектора тяги при работе реактивной двигательной установки. В [5] рассмотрены возможности повышения орбиты спутника посредством раскачивания космической тросовой системы (космической пращи) по принципу качелей.

Управляя по определенным алгоритмам конфигурацией распределения масс КА, можно обеспечить высокое качество динамических процессов с минимальными затратами ресурсов [6]. Известно, что в системах гравитационной стабилизации изменением тензора инерции можно погасить колебательные движения относительно положения устойчивого равновесия. В [7] предложен алгоритм перемещения подвижной массы, который обеспечивает стабилизацию оси симметрии спутника относительно местной вертикали и его переориентацию из одного устойчивого положения равновесия в другое. Аналогичные результаты ранее были получены в [8].

Перемещения подвижной массы в рассмотренных выше конструкциях реализуются реверсивным механизмом трансформации с помощью штанг с закрепленными на концах массивными грузами. В настоящее время применяют большое число реверсивных механизмов трансформации различного вида. Основные требования, предъявляемые к ним: малая масса, компактность в исходном положении и широкий диапазон изменения тензора инерции.

При проектировании трансформируемых конструкций КА такого вида необходимы адекватные математические модели и оптимизирующие алгоритмы, в которых требуется использовать информацию о тензоре инерции и его свойствах, связанных с управлением ориентацией и стабилизацией. Значения параметров тензора инерции и их зависимость от проектных параметров КА можно получить аналитически на основе простых моделей, а в условиях полета их можно найти путем обработки результатов специально организованных экспериментов [9].

Цель настоящей статьи — получить аналитические зависимости компонент тензора инерции в функции параметров, характеризующих положение механизма трансформации относительно основного тела КА, и рассмотреть пример использования подвижной массы на конкретном космическом аппарате для диагонализации тензора инерции.

Постановка задачи. Для упрощенной модели гипотетического КА установим аналитическую зависимость тензора инерции от параметров, однозначно задающих распределение подвижных масс конструкции КА с помощью штангового механизма трансформации.

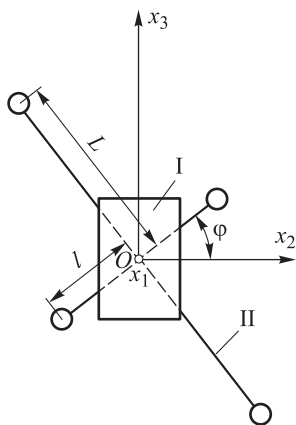


Рис. 1. Расчетная схема КА трансформируемой конструкции

В качестве расчетной модели КА принимаем упрощенную схему двух тел, жестко связанных в центре масс (рис. 1).

Первое тело I — корпус КА. Начало его связанной системы координат (ССК) $Ox_1x_2x_3$ поместим в центре масс. Распределение масс зададим тензором инерции J_1 . Второе тело II — штанговый механизм трансформации конструкции. Представим его в виде системы ортогонально соединенных между собой жестких невесомых стержней переменной длины (выдвигаемые штанги) с грузами массой m на концах.

Положение грузов (концов выдвигаемых штанг) зададим в ССК $Ox_1x_2x_3$ тремя независимыми параметрами

$$\{L, l, \varphi\}.$$

Здесь L — переменная длина одной из двух штанг, выдвигаемых синхронно в направлениях $Ox_3 > 0$ и $Ox_3 < 0$, $L \in [L_0, L_k]$, $L_0 \geq 0$, $L_k \leq \max L$; l — переменная длина другой штанги, выдвигаемой синхронно в направлениях $Ox_2 > 0$ и $Ox_2 < 0$, $l \in [l_0, l_k]$, $l_0 \geq 0$, $l_k = \max l$; φ — полярный угол, характеризующий отклонение штанги l от оси x_2 , $\varphi \in [\varphi_0, \varphi_k]$; величины $\{\max L, \max l\}$ — максимально возможные значения длины выдвигаемых штанг $\{L, l\}$.

Полагаем, что в исходном положении грузы расположены в центре масс системы $\{L_0 = 0, l_0 = 0, \varphi_0 \neq 0\}$. При этом значение величины φ_0 определяется решаемой задачей и применяемым алгоритмом управления. Актуальны, например, такие алгоритмы управления механизмом трансформации, для реализации которых в рабочем режиме целесообразно принять $\{L_0 = 0, L_k = \max L, l_0 = 0, l_k = 0, \varphi_0 = \varphi_k = \pi/4\}$.

В полностью выдвинутом положении $L = L_k, l = l_k, \varphi = \varphi_k$. Возможно и любое иное из допустимых положений: $L \in [0, L_k]$, $l \in [0, l_k]$, $\varphi \in [\varphi_0, \varphi_k]$, $|\varphi_k| \leq \pi/2$. При этом полагаем, что штанги перемещаются синхронно. Поэтому центры масс жестко связанных между собой тел I, II и центр масс системы совпадают.

Для эффективного управления тензором инерции можно использовать любое количество штанг, обеспечив требуемое управление инерционными характеристиками КА. Из методических соображений целесообразно ограничиться рассмотрением упрощенной модели плоского движения с четырьмя штангами. Полагаем, что подвижные грузы — точечные массы, штанги — невесомые стержни.

В отношении штангового механизма (тело II) примем следующие допущения:

- штанги могут быть сжаты в точку;
- развернутые штанги образуют в плоскости Ox_2x_3 прямую линию или крест;
- развернутая конструкция штангового механизма трансформации тела II с помощью управляющего привода может поворачиваться относительно центра масс на углы φ до значений $\varphi \approx \pm \pi/2$, сохраняя жесткую связь с неизменяемой частью конструкции КА — телом I.

Тензор инерции трансформируемого космического аппарата. Рассматривая движение КА вокруг его центра масс, инерционные свойства задают тензором инерции $\mathbf{J} = [J_{ik}]$, $i, k = 1, 2, 3$, что позволяет описывать движение в компактной форме. Полагая КА дискретной системой материальных точек, масса каждой из которых равна m , тензор инерции представляют суммой [10]:

$$J_{ik} = \sum m(x_i^2 \delta_{ik} - x_i x_k), \quad (1)$$

где δ_{ik} — единичный вектор (символ Кронекера), компоненты которого $\delta_{ik} = 1$ при $i = k$, $\delta_{ik} = 0$ при $i \neq k$.

Обычно (1) записывают в виде

$$J_{ik} = \begin{bmatrix} J_{11} & -J_{12} & -J_{13} \\ -J_{21} & J_{22} & -J_{23} \\ -J_{31} & -J_{32} & J_{33} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где J_{ik} ($i \neq k$, $i, k = 1, 2, 3$) — произведения инерции, или центробежные моменты инерции; J_{11}, J_{22}, J_{33} — диагональные компоненты (осевые моменты инерции).

Для такой дискретной модели распределения масс осевые и центробежные компоненты тензора инерции можно записать [11] так:

$$\begin{cases} J_{11} = J_1 = \sum m(x_2^2 + x_3^2); \\ J_{22} = J_2 = \sum m(x_1^2 + x_3^2); \\ J_{33} = J_3 = \sum m(x_1^2 + x_2^2); \\ J_{12} = J_{21} = \sum mx_1 x_2; \\ J_{13} = J_{31} = \sum mx_1 x_3; \\ J_{32} = J_{23} = \sum mx_3 x_2, \end{cases} \quad (3)$$

где x_1, x_2, x_3 — координаты точечного элемента массы m в осях ССК.

Из (1)–(3) следует, что тензор инерции симметричен, т. е. $J_{ik} = J_{ki}$, и обладает важным для целей настоящей работы свойством: он аддитивен — моменты инерции КА как системы тел равны суммам моментов инерции его отдельных частей. Следовательно, разделив конструкцию КА на две части, можно записать:

$$J_{ik} = (J_{jk})_I + (J_{jk})_{II}, \quad (4)$$

где $(J_{jk})_I$ — тензор инерции неизменяемой части конструкции КА;
 $(J_{jk})_{II}$ — тензор инерции штангового механизма трансформации.

Обозначим компоненты тензора инерции неизменяемой части (корпуса КА) латинскими буквами:

$$\begin{cases} (J_{11})_I = A, & (J_{22})_I = B, & (J_{33})_I = C; \\ (J_{23})_I = (J_{32})_I = D, & (J_{31})_I = (J_{13})_I = E, & (J_{12})_I = (J_{21})_I = F. \end{cases} \quad (5)$$

С учетом (5) и (4) тензор (2) для КА с механизмом трансформации представим в виде

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} A + (J_1)_{II} & -F - (J_{12})_{II} & -E - (J_{13})_{II} \\ -F - (J_{21})_{II} & B + (J_2)_{II} & -D - (J_{23})_{II} \\ -E - (J_{31})_{II} & -D - (J_{32})_{II} & C + (J_3)_{II} \end{bmatrix}. \quad (6)$$

В (6) компоненты тензора инерции тела II (механизма трансформации) — переменные величины, функционально зависящие от регулируемых параметров $\{L, l, \varphi\}$. Надлежащим выбором этих параметров, определяющих положение механизма трансформации, можно управлять инерционными характеристиками КА. Для оценки такой возможности найдем аналитические зависимости тензора инерции от регулируемых параметров упрощенного варианта плоского механизма трансформации, приведенного на рис. 1.

Тензор инерции штангового механизма трансформации. В случае принятия допущений для расчетной схемы, представленной на рис. 1, компоненты тензора инерции штангового механизма трансформации в положении, повернутом на угол φ , рассчитывают по (3) с учетом тригонометрических выражений, определяющих проекции отрезков l, L на оси ССК $Ox_1x_2x_3$.

После простых преобразований получаем:

$$(J_{ik})_{II} = \begin{bmatrix} 2m(l^2 + L^2) & 0 & 0 \\ 0 & 2m(l^2 \sin^2 \varphi + L^2 \cos^2 \varphi) & -m \sin(2\varphi)(L^2 - l^2) \\ 0 & -m \sin(2\varphi)(L^2 - l^2) & 2m(l^2 \cos^2 \varphi + L^2 \sin^2 \varphi) \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Из (7) следует, что механизм трансформации, разворачивая крестообразную систему штанг с грузами в плоскости Ox_2x_3 , осуществляет изменения осевых моментов инерции J_2, J_3 и произведений момен-

тов инерции J_{23} , зависящие от угла φ и параметров l, L . При этом очевидными стали три свойства системы.

1. Максимального значения модуль произведения моментов инерции достигает при повороте механизма трансформации ($L \geq l$) на угол $|\varphi| = \pi/4$:

$$\begin{cases} (J_{23})_{\Pi} = m(L^2 - l^2) \sin(2\varphi); \\ \max [J_{23}(\varphi)]_{\Pi} = m(L^2 - l^2). \end{cases} \quad (8)$$

2. Ортогонально расположенная (поперечная) штанга l механизма трансформации в форме креста, как следует из (8), уменьшает величину произведения моментов инерции, создаваемого штангой L .

3. Из свойства 2 следует, что рассматриваемый штанговый механизм трансформации конструкции наиболее эффективен при конфигурации не в форме прямоугольного креста, а в форме гантели $\{\max L, l \equiv 0\}$, поскольку из (8) следует

$$\max [\max [J_{23}(\varphi)]_{\Pi}] = m(L_k)^2. \quad (9)$$

Тензор инерции механизма, имеющего конфигурацию в форме гантели, повернутой относительно осей ССК на угол φ в плоскости Ox_2x_3 , можно записать так:

$$(J_{ik})_{\Pi} = 2mL^2 \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos^2 \varphi & -\frac{1}{2} \sin(2\varphi) \\ 0 & -\frac{1}{2} \sin(2\varphi) & \sin^2 \varphi \end{bmatrix}. \quad (10)$$

При $|\varphi| = \pi/4$ этот тензор (10) принимает вид

$$(J_{ik})_{\Pi} = 2mL^2 \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{2} & -\frac{1}{2} \\ 0 & -\frac{1}{2} & \frac{1}{2} \end{bmatrix}.$$

Диагонализация тензора инерции космического аппарата. При недиагональном тензоре инерции КА возникают проблемы, связанные с действием перекрестных силовых связей в системе пространствен-

ной ориентации КА [2], которые в активных системах управления также актуальны. Например, в [12] показано для того, чтобы снизить негативное влияние недиагональности тензора инерции на точность ориентации, необходима коррекция закона управления. Авторы [12] задачу решили, применив разработанную ими теорию синтеза развязывающих законов стабилизации орбитальной ориентации КА [13].

В рассматриваемой авторами настоящей статьи постановке задачи можно решить проблему негативного влияния недиагональности тензора инерции на точность управления ориентацией и стабилизацией, применив механизм трансформации конструкции. При этом реализуется не коррекция закона управления, как это сделано в [12], а коррекция характеристик тензора инерции путем изменения распределения масс КА.

Рассмотрим эту задачу в упрощенной постановке. Пусть КА с трансформируемой конструкцией имеет асимметрию в распределении масс и их общий тензор инерции (6) не диагональный. Не нарушая общности рассуждений, упростим инерционную модель КА, полагая, что в (6) не равно нулю лишь одно из произведений инерции (5), например D . Тогда тензор инерции КА (6) совместно с тензором инерции исследуемого упрощенного варианта механизма трансформации конструкции на основании свойства аддитивности дают

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} A + (J_1)_{\Pi} & 0 & 0 \\ 0 & B + (J_2)_{\Pi} & -D - (J_{23})_{\Pi} \\ 0 & -D - (J_{32})_{\Pi} & C + (J_3)_{\Pi} \end{bmatrix}. \quad (11)$$

Из (11) видно, что этот тензор можно привести к диагональному виду путем регулирования величины $(J_{32})_{\Pi}$. Имея найденную выше явную аналитическую форму (7) зависимости тензора инерции $(J_{ik})_{\Pi}$ от параметров $\{L, l, \varphi\}$, легко выбрать конкретные величины этих параметров, чтобы обнулить недиагональные компоненты тензора (11).

Подставляя (7) в (11), получим выражение

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} A + 2m(l^2 + L^2) & 0 & 0 \\ 0 & B + 2m(l^2 \sin^2 \varphi + L^2 \cos^2 \varphi) & -D - m \sin(2\varphi)(L^2 - l^2) \\ 0 & -D - m \sin(2\varphi)(L^2 - l^2) & C + 2m(l^2 \cos^2 \varphi + L^2 \sin^2 \varphi) \end{bmatrix}, \quad (12)$$

откуда из условий диагональности тензора (12) можно вывести уравнение

$$D + m \sin(2\varphi)(L^2 - l^2) = 0. \quad (13)$$

Уравнение (13) в явном виде связывает между собой регулирующие параметры $\{L, l, \varphi\}$, которые при удовлетворении этому уравнению обеспечат диагональность тензора инерции (12). Например, при полностью выдвинутых штангах $L = L_k, l = l_k$ диагональность тензора инерции обеспечивается поворотом штанговой конструкции с грузами m на угол φ , который определяется по формуле

$$\varphi = \frac{1}{2} \arcsin \frac{-D}{m(L^2 - l^2)}. \quad (14)$$

Как показывает анализ выражения (7), штанговый механизм имеет максимальную эффективность при условии $|\varphi| = \pi/4, l \equiv 0$ (штанга l отсутствует). Следовательно, целесообразно применять механизм трансформации, конфигурация которого имеет форму гантели.

Для оценки эффективности управляющего воздействия механизма трансформации используем формулу (9), из которой получаем простое аналитическое соотношение

$$L_k = \sqrt{\frac{|D|}{m}}, \quad \varphi_k = \pi/4, \quad l_k \equiv 0. \quad (15)$$

Как следует из (12), диагонализация тензора инерции за счет перемещения груза массой m приводит к изменению всех компонент тензора инерции. В варианте экстремальной трансформации при $\{\varphi_k = \pi/4; l = 0\}$ тензор инерции принимает вид

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} A + 2mL^2 & 0 & 0 \\ 0 & B + mL^2 & -D - mL^2 \\ 0 & -D - mL^2 & C + mL^2 \end{bmatrix}. \quad (16)$$

Условие диагональности тензора (16) определяется соотношением параметров

$$mL^2 = -D. \quad (17)$$

Подстановкой (17) в (16) получаем

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} A - 2D & 0 & 0 \\ 0 & B - D & 0 \\ 0 & 0 & C - D \end{bmatrix}. \quad (18)$$

Из выражения (18) видно, что диагонализация тензора (10) получена за счет перераспределения величины произведения инерции D между диагональными компонентами. Полученный результат может быть распространен на общий случай, когда все компоненты тензора инерции отличны от нуля.

Численный пример. Полученные результаты удобнее показать на примере реального КА, для которого в [14] был синтезирован корректирующий закон управления, учитывающий недиагональность тензора инерции.

Основные характеристики КА:

– масса $m_I = 26$ кг;

– осевые компоненты тензора: $A = 0,700$ кг·м²; $B = 0,579$ кг·м², $C = 0,500$ кг·м²;

– центробежные моменты инерции: $D = 0,009$ кг·м²; $E = 0,005$ кг·м²; $F = 0,002$ кг·м²; из трех центробежных моментов инерции следует учитывать D , так как его величина существенно больше, чем у E и F .

Для указанных исходных данных главная центральная ось инерции КА смещена относительно связанной системы координат $Ox_1x_2x_3$ на угол ε [1]:

$$\varepsilon = \frac{1}{2} \operatorname{arctg} \frac{2D}{B-C} = \frac{0,018}{0,079} \approx 6,4^\circ.$$

Приняв подвижную массу равной $m = 0,13$ кг (0,5 % от массы аппарата), из (15) определим длину гантели L , которая обеспечит диагонализацию тензора инерции при выдвигении штанги под углом $\varphi = 45^\circ$:

$$L_k = \sqrt{\frac{|D|}{m_{II}}} = \sqrt{\frac{0,009}{0,13}} = 0,26 \text{ м.}$$

Рассмотрим пример КА [15] массой $M_I = 5708$ кг. Компоненты тензора инерции имеют значения: $A = 14\,140,67$ кг·м²; $D = 93,3$ кг·м²; $B = 8657,43$ кг·м²; $F = 0,18$ кг·м²; $C = 17\,654,66$ кг·м²; $E = 0,04$ кг·м².

Центробежный момент инерции D значительно больше двух других, поэтому можем считать $F \approx E \approx 0$. Тогда угол рассогласования главных центральных осей инерции и связанной системы координат КА легко найти по формуле

$$\varepsilon = \frac{1}{2} \operatorname{arctg} \frac{2D}{B-C} \approx -0,59^\circ.$$

Приняв подвижную массу, выдвигаемую под углом $\varphi = 45^\circ$, равную $M_{II} = 28,5$ кг (0,5 % от массы аппарата), и используя (14), определим длину штанги L , необходимую для диагонализации тензора инерции:

$$L_k = \sqrt{\frac{|D|}{M_{II}}} = \sqrt{\frac{93,3}{28,5}} = 1,81 \text{ м.}$$

Заключение. Рассмотрен КА трансформируемой конструкции, состоящий из основного тела I и присоединенной к нему конструкции штангового механизма трансформации II, с помощью которого осуществляется управление тензором инерции. Для упрощенной модели КА получены аналитические зависимости изменения компонент тензора инерции в функции параметров, характеризующих положение механизма трансформации относительно основного тела КА. Показано, что перемещением подвижной массы, составляющей 0,5 % массы всего КА, конструкцию аппарата с механизмом трансформации можно привести к конфигурации, обеспечивающей диагональность тензора инерции.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Симоньянц Р.П. О проектировании трансформируемой конструкции летательного аппарата совместно с разработкой системы управления. *Аэрокосмические технологии, 2010–2012: сб. науч. тр.: статьи и материалы научных конференций*. Москва, ВПК «НПО машиностроения»; Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012, с. 52–58.
- [2] Симоньянц Р.П. *Методы пассивной ориентации и стабилизации космических аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015, с. 75–124.
- [3] Безгласный С.П., Краснов М.В., Мухаметзянова А.А. Параметрическое управление плоскими движениями спутника-гантели. *Труды МАИ*, 2015, № 82. URL: https://mai.ru/upload/iblock/3c7/bezglasnyy_krasnov_mukhametzyanova_rus.pdf (дата обращения 01.01.2021).
- [4] Colombo G., Gaposchkin E.M., Grossi M.D., Weiffenbach G.C. The “Skyhook”: a Shuttle-borne tool for low-orbital-attitude research. *Meccanica*, 1975, vol. 10, no. 1, pp. 3–20.
- [5] Безгласный С.П., Пиякина Е.Е. Параметры управления маневрированием космической тросовой системы. *Космические исследования*, 2015, т. 53, № 4, с. 353–359.
- [6] Гутник С.А. Динамика движения спутника относительно центра масс с пассивными системами ориентации: дис. ... д-ра. техн. наук. Москва, 2019, 280 с.
- [7] Асланов В.С., Безгласный С.П. Гравитационная стабилизация спутника с помощью подвижной массы. *Прикладная математика и механика*, 2012, т. 76, № 4, с. 563–573.
- [8] Хиллер М., Сагиров П. Демпфирование колебаний спутника изменением распределения масс. *Управление в космосе*. Т. 1. Москва, Наука, 1972, с. 126–136.

- [9] Матвеева Т.В., Беляев М.Ю. *Способ определения тензора инерции космического аппарата*. Пат. RU 2587663 С2 Российская Федерация, 2016, бюл. № 0002587663, 6 с.
- [10] Магнус К. *Гироскоп. Теория и применение*. Москва, Мир, 1974, с. 11–22.
- [11] Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. *Теоретическая физика. Т. 1. Механика*. Москва, Наука, 1965, с. 126–129.
- [12] Зубов Н.Е., Лапин А.В., Микрин Е.А. Стабилизация орбитальной ориентации космического аппарата. *Космическая техника и технологии*, 2013, № 3, с. 74–81.
- [13] Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Мисриханов М.Ш., Рябченко В.Н. Синтез развязывающих законов стабилизации орбитальной ориентации космического аппарата. *Известия РАН. Теория и системы управления*, 2012, № 1, с. 92–108.
- [14] Маштаков Я.В., Ткачев С.С. Влияние возмущений на точность стабилизации спутника ДЗЗ. *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша*, 2016, № 18, 31 с. DOI: 10.20948/prerg-2016-18
- [15] Атамасов В.Д., Беляев С.Г. *Системы исполнительных органов космического аппарата «Янтарь»*. Санкт-Петербург, Изд-во Балт. гос. техн. ун-та, 2013, 135 с.

Статья поступила в редакцию 03.06.2021

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Симоньянц Р.П., Алехин Н.А., Тарасов В.А. Управляемый тензор инерции космического аппарата трансформируемой конструкции. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 7. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-7-2095>

Симоньянц Ростислав Петрович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Аэрокосмические системы» факультета «Специальное машиностроение» МГТУ им. Н.Э. Баумана, декан Аэрокосмического факультета МГТУ им. Н.Э. Баумана.
e-mail: rps@bmstu.ru

Алехин Никита Александрович — студент кафедры «Аэрокосмические системы» Аэрокосмического факультета МГТУ им. Н.Э. Баумана.
e-mail: alekhinna@student.bmstu.ru

Тарасов Валерий Александрович — студент кафедры «Аэрокосмические системы» Аэрокосмического факультета МГТУ им. Н.Э. Баумана, стипендиат Президента Российской Федерации. e-mail: tarasov.v.a@bmstu.ru

Controlled inertia tensor of a transformable spacecraft

© R.P. Simonyants, N.A. Alekhin, V.A. Tarasov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

A simplified model of a transformable spacecraft is considered, including a rod-type transformation mechanism with movable weights. The mechanism can be used to adapt the dynamic properties of the spacecraft to the environment or the operating conditions of on-board systems, for example, to counter the moments of external disturbances during attitude control and angular stabilization. By changing the position of the transformation mechanism, the spacecraft inertia tensor can be put in diagonal form, which makes it possible to exclude the force interconnections between the channels and to eliminate the constant component of the gravitational moment. For a simplified model of the transformation mechanism, we establish the analytical dependence of the components of the inertia tensor on the parameters determining the position of the transformation mechanism. It is shown that by adjusting the moving mass, which is 0.5% of the entire spacecraft mass, we obtain the spacecraft configuration that ensures the diagonality of the inertia tensor.

Keywords: transformable structure, inertia tensor, centrifugal moment of inertia

REFERENCES

- [1] Simonyants R.P. O proyektirovaniy transformiruyemoy konstruksii letatel'nogo apparata sovместno s razrabotkoy sistemy upravleniya [On the design of a transformable aircraft structure combined with the development of a control system]. *Aerokosmicheskiye tekhnologii, 2010 — 2012: Sbornik nauchnykh trudov* [Aerospace technologies, 2010–2012: Collection of scientific papers]. Moscow, AO «VPK «NPO mashinostroyeniya», BMSTU Publ., 2012, pp. 52–58.
- [2] Simonyants R.P. *Metody passivnoy oriyentatsii i stabilizatsii kosmicheskikh apparatov* [Methods of passive attitude control and stabilization of spacecraft]. Moscow, BMSTU Publ., 2015, 132 p.
- [3] Bezglasnyy S.P., Krasnov M.V., Mukhametzyanova A.A. *Trudy MAI (Proceedings of MAI)*, 2015, no. 82, pp. 2–20. Available at: https://mai.ru/upload/iblock/3c7/bezglasnyy_krasnov_mukhametzyanova_rus.pdf (accessed January 1, 2021).
- [4] Colombo G., Gaposchkin E.M., Grossi M.D., Weiffenbach G.C. *Meccanica*, 1975, vol. 10, no. 1, pp. 3–20.
- [5] Bezglasnyy S.P., Piyakina Ye.Ye. *Kosmicheskie issledovaniya — Cosmic Research*, 2015, vol. 53, no. 4, pp. 353–359.
- [6] Gutnik S.A. *Dinamika dvizheniya sputnika otnositel'no tsentra mass s passivnyimi sistemami oriyentatsii*. Diss. doktor. tekhn. nauk [Dynamics of satellite motion relative to the center of mass with passive attitude control systems. Dr. eng. sc. diss.]. Moscow, 2019, 280 p.
- [7] Aslanov V.S., Bezglasnyy S.P. *Prikladnaya matematika i mekhanika — Journal of Applied Mathematics and Mechanics*, 2012, vol. 76, no. 4, pp. 563–573.
- [8] Khiller M., Sagirov P. Dampirovaniye kolebaniy sputnika izmeneniem raspredeleniya mass. (FRG) [Damping of satellite vibrations by changing the mass distribution. (GDR)]. *Sbornik «Upravleniye v kosmose»* [Control in space. Collected works]. Vol. 1. Moscow, Nauka Publ., 1972, pp.126–136.

- [9] Matveyeva T.V., Belyayev M.Yu. *Sposob opredeleniya tenzora inertsii kosmicheskogo apparata* [Method for determining the spacecraft inertia tensor]. Patent RF, no. RU 2587663 S2, 2016.
- [10] Magnus K. *Giroskop. Teoriya i primeneniye* [Gyroscope. Theory and application]. Moscow, Mir Publ., 1974, 526 p.
- [11] Landau L.D., Lifshits Ye.M. *Teoreticheskaya fizika. Tom 1. Mekhanika* [Theoretical Physics. Vol. 1. Mechanics]. Moscow, Nauka Publ., 1965, 205 p.
- [12] Zubov N.Ye., Lapin A.V., Mikrin Ye.A. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2013, no. 3, pp. 74–81.
- [13] Zubov N.Ye., Mikrin Ye.A., Misrikhanov M.SH., Ryabchenko V.N. *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya — Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2012, no. 1, pp. 92–108.
- [14] Mashtakov Ya.V., Tkachev S.S. *Preprinty IPM im. M.V. Keldysha — Keldysh Institute Preprints*, 2016, no. 18, 31 p. DOI: 10.20948/prepr-2016-18
- [15] Atamasov V.D. *Sistemy ispolnitel'nykh organov kosmicheskogo apparata «Yantar»* [Systems of effectors of the Yantar spacecraft]. St. Petersburg, Baltic STU Publ., 2013, 135 p.

Simonyants R.P., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Aerospace Systems, Mechanical Engineering Faculty, Bauman Moscow State Technical University; Dean of the Aerospace Technology Faculty, BMSTU. Research interests: spacecraft attitude control and stabilization. e-mail: rps@bmstu.ru

Alekhin N.A., student, Department of Aerospace Systems, Aerospace Technology Faculty, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: alekhinna@student.bmstu.ru

Tarasov V.A., student, Department of Aerospace Systems, Aerospace Technology Faculty, Bauman Moscow State Technical University. Recipient of the Scholarship of the President of the Russian Federation. e-mail: tarasov.v.a@bmstu.ru