

КОНЦЕПЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ЗА СЧЁТ СМЕЩЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС И ПРИМЕНЕНИЯ СПЕЦИАЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ С ПРОТОТИПИРОВАНИЕМ ПОЛЁТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В.В. Корянов

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Россия, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., 5, стр. 1

E-mail: vkoryanov@bmstu.ru

А.С. Кухаренко

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Россия, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., 5, стр. 1

E-mail: kuharenko-as@mail.ru

Ключевые слова: управление вращательным движением, смещение центра масс, надувное тормозное устройство, поворотное устройство, прототип стенда отработки системы ориентации.

Аннотация: В работе рассмотрена методика управления спускаемым аппаратом, оснащённым надувным тормозным устройством и управляемый за счёт смещения центра масс. Смещение центра масс реализовано за счёт поворота полезной нагрузки. Составлена соответствующая математическая модель углового движения. Рассмотрена конструкция испытательного стенда. Испытательный стенд предназначен для тестирования систем ориентацией и угловой стабилизации космического аппарата. В работе представлена схема разрабатываемого стенда, и уравнения балансировки, предназначенные для расчета координат балансировочных грузов, а так же массы самих грузов.

1. Введение

Смещение центра масс при управлении происходит за счет изменения углового положения полезной нагрузки [1]. На рис. 1 представлен исследуемый в работе спускаемый аппарат.

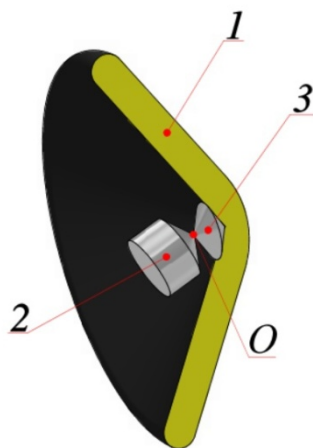


Рис. 1. Схема рассматриваемого спускаемого аппарата. 1. Надувное тормозное устройство; 2. Полезная нагрузка (космический аппарат); 3. Поворотное устройство.

Полезная нагрузка поворачивается относительно точки сопряжения с поворотным устройством. На рис. 1 данная точка обозначена *O*. Рассмотренный метод управления имеет некоторые особенности, к которым необходимо отнести:

1. Изменение массово-инерционных характеристик спускаемого аппарата, возникающее в результате управляющего воздействия.

2. Управление угловым положением элементов спускаемого аппарата вызывает изменение моментов внешних сил действующих на спускаемый аппарат.

При составлении математической модели углового движения приняты допущения о том, что деформация надувного тормозного устройства отсутствует. Так же в работе принято допущение, что полезная нагрузка и надувное тормозное устройство связаны цилиндрическим шарниром. Цилиндрический шарнир позволяет рассматривать поворот полезной нагрузки в одной плоскости. При отсутствии управления спускаемый аппарат считается единым твердым телом, а при осуществлении управления спускаемый аппарат представлен в виде системы двух твердых тел.

2. Математическая модель процесса

Составлена математическая модель углового движения спускаемого аппарата для статически повернутой полезной нагрузки, а также математическая модель углового движения в процессе поворота полезной нагрузки, т.е. при осуществлении управления.

Уравнения математической модели при статическом положении полезной нагрузки составлены с применением теоремы об изменении кинетического момента [1]. Угловое движение спускаемого аппарата в процессе поворота полезной нагрузки рассмотрено с применением уравнения Лагранжа 2-го рода [2]. Для записи уравнений Лагранжа 2-го рода составлено выражение для кинетической энергии углового движения спускаемого аппарата. Кинетическая энергия углового движения элементов спускаемого аппарата вычислена относительно точки сопряжения полезной нагрузки и поворотного устройства. Запись выражений для расчета кинетической энергии выполнена с применением четырех обобщенных координат (рис. 2).

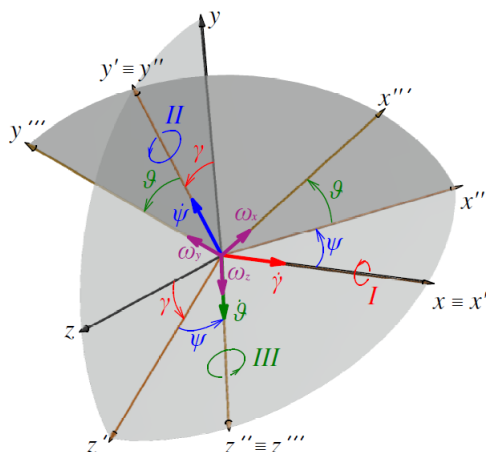


Рис. 2. Схема обобщенных координат рассматриваемого спускаемого аппарата

При выводе уравнений принято допущение о том, что $\dot{\gamma} = 0$; $\gamma = 0$; $\dot{\psi} = 0$; $\psi = 0$. Так же принято допущение, что на спускаемый аппарат действуют только моменты M_{z1} и $M_{z2упр.}$. В этом случае обобщенными силами Q_i являются проекции моментов M_{z1} и $M_{z2упр.}$ на оси элементарных поворотов. Для принятых обобщенных координат, обобщенные силы соответственно равны: $Q_\gamma = 0$; $Q_\psi = 0$; $Q_\theta = M_{z1}$; $Q_\lambda = M_{z2упр.}$.

Таким образом получены уравнения углового движения спускаемого аппарата в плоскости поворота полезной нагрузки.

$$(1) \quad \ddot{\theta} = \frac{M_{z1}}{J_{НТУ z1} + J_{КА z2}} - \frac{J_{КА z2} \cdot \ddot{\lambda}}{J_{НТУ z1} + J_{КА z2}},$$

$$(2) \quad \ddot{\lambda} = \frac{M_{упр z2}}{J_{КА z2}} - \ddot{\theta}.$$

В уравнениях (1), (2) приняты следующие обозначения: M_{z1} – проекция момента внешних сил на ось Oz_1 , $M_{упр z2}$ – проекция управляющего момента на ось Oz_2 (момента создаваемого поворотным устройством для поворота полезной нагрузки), $J_{НТУ z1}$ – момент инерции надувного тормозного устройства, совмещенного с поворотным устройством относительно оси Oz_1 , $J_{КА z2}$ – момент инерции полезной нагрузки относительно оси Oz_2 .

Для верификации полученного уравнения углового движения в работе предложено описание прототипа экспериментального устройства (рис. 3). Данная установка позволит определить изменение угловых величин θ и λ от времени. Одним из методов испытания системы управления ориентацией и угловой стабилизации космического аппарата является установка его на сферический воздушный подшипник [3].

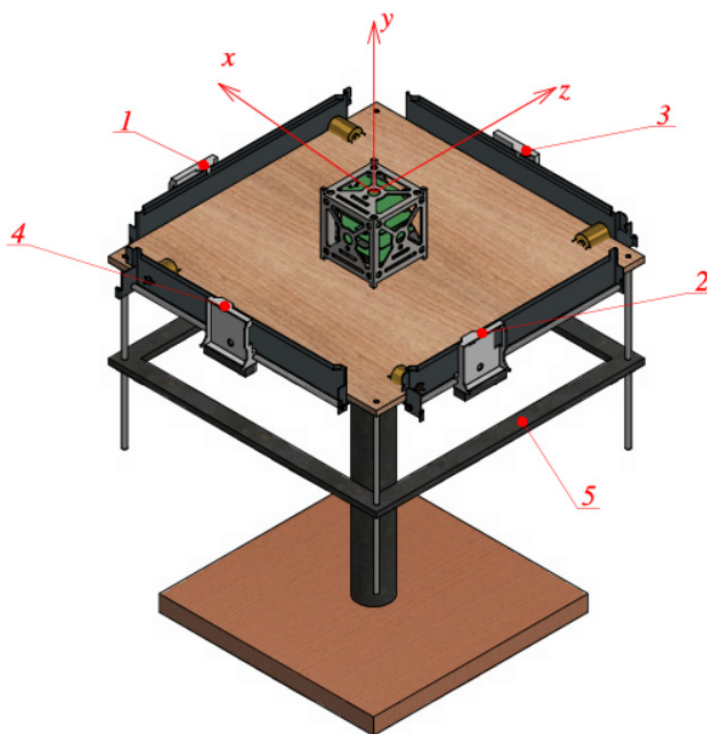


Рис. 3. Модель прототипа стенда.

В работе проведен анализ методов балансировки и различных схем стендов. Проведен анализ методов балансировки каждого из стендов [4]. Разработана схема стенда (рис. 2), а так же составлены уравнения для его балансировки.

В данном стенде балансировка осуществляется следующим образом:

3. Описание экспериментального прототипа

Для балансировки по оси x перемещаются грузы 3 и 4, таким образом, чтобы их координаты вдоль оси x были равны. Аналогичным образом проводится балансировка грузами 1 и 2 по оси z . Балансировка относительно оси y проводится перемещением груза 5. Получены выражения позволяющие рассчитать положения балансировочных грузов, а так же их массу.

На рис. 3 введены следующие обозначения: 1, 2 — грузы для балансировки стенда вдоль оси z ; 3, 4 — грузы для балансировки стенда вдоль оси x ; 5 — груз для балансировки стенда вдоль оси y ; xyz — система координат связанная с поворотной платформой с началом в центре сферической опоры.

Уравнения балансировки основаны на уравнениях о положении центра масс [2]:

$$(3) \quad X = \frac{\sum_{i=1}^n x_i \cdot m_i}{\sum_{i=1}^n m_i}, \quad Y = \frac{\sum_{i=1}^n y_i \cdot m_i}{\sum_{i=1}^n m_i}, \quad Z = \frac{\sum_{i=1}^n z_i \cdot m_i}{\sum_{i=1}^n m_i},$$

В уравнениях (3) приняты следующие обозначения:

X, Y, Z — координаты центра масс системы из n твердых тел; x_i, y_i, z_i — координаты центра масс i -го твердого тела системы; m_i — масса i -го твердого тела системы

Уравнения балансировки платформы имеют следующий вид:

$$(4) \quad m_{\text{пн}} \cdot x_{\text{пн}} + m_{\text{п}} \cdot x_{\text{п}} = -2 \cdot m_{\text{бх}} \cdot x_{\text{б}},$$

$$(5) \quad m_{\text{пн}} \cdot y_{\text{пн}} + m_{\text{п}} \cdot y_{\text{п}} = -m_{\text{бy}} \cdot y_{\text{б}}$$

$$(6) \quad m_{\text{пн}} \cdot z_{\text{пн}} + m_{\text{п}} \cdot z_{\text{п}} = -2 \cdot m_{\text{бz}} \cdot z_{\text{б}}$$

В уравнениях (4)-(6) приняты следующие обозначения: $m_{\text{пн}}$ – масса космического аппарата устанавливаемого на платформу; $m_{\text{п}}$ – масса платформы со сферической воздушной опорой; $x_{\text{пн}}$, $y_{\text{пн}}$, $z_{\text{пн}}$ – координаты центра масс космического аппарата; $x_{\text{п}}$, $y_{\text{п}}$, $z_{\text{п}}$ – координаты центра масс платформы со сферической воздушной опорой; $x_{\text{б}}$, $y_{\text{б}}$, $z_{\text{б}}$ – координаты центров масс балансировочных грузов; $m_{\text{бx}}$, $m_{\text{бy}}$, $m_{\text{бz}}$ – массы балансировочных грузов по каждой из координат.

Уравнения балансировки предназначены для расчета положения балансировочных грузов. Балансировочные грузы смещаются так, чтобы центр масс системы находился в центре сферической опоры. Так же используя уравнения балансировки возможно рассчитать массу балансировочных грузов.

Сопоставление характера изменения угловых величин полученных в результате эксперимента с численным решением уравнений углового движения, позволит подтвердить правильность полученной математической модели движения.

4. Заключение

В работе представлены уравнения углового движения спускаемого аппарата учитывающие управление угловым положением полезной нагрузки. Уравнения составлены для случая, когда на СА действуют моменты внешних сил относительно оси Z_1 системы координат связанной со спускаемым аппаратом.

При принятых в работе допущениях угловое движение спускаемого аппарата происходит в одной плоскости. Для верификации уравнений углового движения спускаемого аппарата предложена схема экспериментального устройства, которое позволит определить изменение угловых величин ϑ и λ от времени.

Список литературы

1. Кухаренко А. С., Корянов В. В. Угловое движение спускаемого аппарата при управлении методом поворота полезной нагрузки // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30, №3. С. 174-186.
2. Дронг В.И., Дубинин В.В., Ильин М.М. и др. Курс теоретической механики / Под общ. ред. К.С. Колесникова. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2005. 736 с.
3. Boynton R. Using A Spherical Air Bearing To Simulate Weightlessness // 55th Annual Conference of the Society of Allied Weight Engineers. Inc., Atlanta, Georgia, Jun. 1996.
4. Tissera M.S.C., Chia J.W., Low K.S., Xing Y.T., A Novel Simulator For Measuring the Performance of Nanosatellite's Attitude Control System // IEEE Aerospace Conference, 2016.