

Передовые космические технологии на благо человечества: 1-я междунар. конф., Днепропетровск, 18–20 апр. 2007г.

4. **Тихий В. Г.** Перспективные материалы для многослойной теплозащитной конструкции космических аппаратов многоразового использования / В. Г. Тихий, И. А. Гусарова, А. М. Потапов, Г. А. Фролов // Космическая техника. Ракетное вооружение: науч.-техн. сб. – Д., 2011. – Вып. 2. – С. 133–145.

5. **Baluragi H.** Volume Advances in Metallic Materials and Manufacturing Processes for Strategic Sectors [Електронний ресурс] / H. Baluragi, V. Anil Kumar, K. Narasaiah, S. Gopinath, P. P. Sinha // Materials Science Forum: Online since January. – 2012. – Vol. 710. – P. 197–202. – Режим доступа: <http://www.scientific.net/MSF.710.197>.

6. European Directions for Hypersonic Thermal Protection Systems and Hot Structures / David E. Glass NASA Langley Research Center, Hampton // 31st Annual Conference on Composites Materials and Structures Daytona Beach, FL. – 2007. – January 22.

Надійшла до редколегії 10.02.2014 р.

УДК 531.383

А. Е. Закржевский¹, В. С. Хорошилов²

¹*Институт механики имени С. П. Тимошенко НАНУ,*

²*Государственное предприятие «Конструкторское бюро “Южное” имени М. К. Янгеля»*

РАСКРЫТИЕ НА ОРБИТЕ УПРУГОЙ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ КОНСТРУКЦИИ

Досліджено динаміку космічного апарата з гірогравітаційною системою стабілізації, у якому як гравітаційний стабілізатор і носій сонячних батарей використовується пантографна конструкція, що розкривається на орбіті та утримує на кінці зосереджену масу. Здійснено аналіз одержаної інформації та наведені графіки, які ілюструють поведінку характерних змінних.

Ключові слова: гірогравітаційна система стабілізації, пантографна конструкція, гравітаційний стабілізатор, зосереджена маса, пружні елементи.

Исследована динамика космического аппарата с гиросгравитационной системой стабилизации, в котором в качестве гравитационного стабилизатора и носителя солнечных батарей используется пантографная конструкция, которая раскрывается на орбите и удерживает на конце сосредоточенную массу. Осуществлен анализ полученной информации и представлены графики, иллюстрирующие поведение характерных переменных.

Ключевые слова: гиросгравитационная система стабилизации, пантографная конструкция, гравитационный стабилизатор, сосредоточенная масса, упругие элементы.

A current work is contributed to research of the dynamics of spacecraft with hyrogravitation stabilization system, where pantograph construction, opening on the orbit and holding the concentrated mass on its edge, is used as a gravity stabilizer and carrier of solar batteries. The analysis of achieved information is done, and graphs illustrating the processes of the characteristic variables are given here.

Key words: hyrogravitation stabilization system, pantograph construction, gravity stabilizer, concentrated mass, elastic elements.

Введение. Изучение динамики космических конструкций изменяемой конфигурации является одним из перспективных и актуальных направлений механики космических систем. Современные КА имеют в своем составе разнообраз-

ные элементы конструкции, которые трансформируются на орбите (СБ, ГС, антенны и др.).

В литературе имеется большое количество исследований, посвященных развертыванию упругих элементов как с неподвижного основания, так и с вращающегося КА. Анализ публикаций, связанных с такими космическими системами, проведен в [3].

Постановка задачи. Здесь исследуется КА, несущий развертываемую на орбите пантографную конструкцию, которая состоит из двух параллельных, соединенных между собою плоских систем стержней и сосредоточенной массы на конце (рис. 1). Механическая модель такого КА может быть представлена в виде твердого несущего тела, на котором установлена пантографная конструкция, и самой конструкции изменяемой конфигурации с сосредоточенной массой в последнем ярусе.

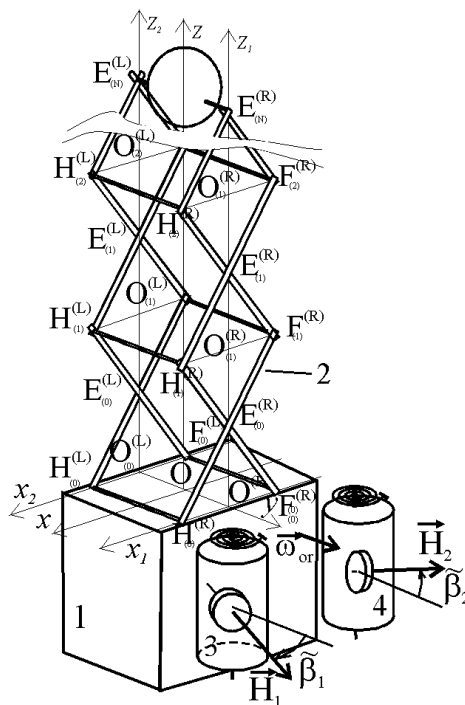


Рис. 1. КА с трансформируемой пантографной конструкцией

Изменение конфигурации конструкции происходит за счет синхронного принудительного сближения точек $H_0^{(R)}, F_0^{(R)}$ и $H_0^{(L)}, F_0^{(L)}$, в которых она соединяется с механизмом развертывания, установленным на несущем теле.

Развертывание описанных элементов вносит значительные возмущения в динамику движения КА вокруг его центра масс. Описать эти возмущения простыми математическими моделями в рамках динамики систем тел невозможно. Поскольку всегда актуальной является проблема снижения массы таких систем, их элементы приходится рассматривать как упругие тела.

1. Механическая и математическая модели системы. Для случая развертывания такой упругой конструкции на орбите ее обобщенная механическая модель может быть представлена как главное твердое тело S_1 и тело S_2 переменной конфигурации, присоединенное к нему. Тело S_1 – гиристатическая часть системы. Тело S_2 – развертываемая часть системы с центром масс в точке C_2 . Оно не включает гиристатических компонентов. Движение тела S_1 определяется вектором скорости \vec{v}_{C_1} точки C_1 и вектором абсолютной угловой скорости $\vec{\omega}$ тела S_1 .

Введем следующие системы координат: $\overline{C\bar{X}\bar{Y}\bar{Z}}$ – связанная с Землей инерциальная система координат с $\overline{C\bar{Y}}$ вдоль оси вращения Земли, $\overline{C\bar{Z}}$ направлена в точку весеннего равноденствия, $\overline{C\bar{X}}$ дополняет ортогональную триаду; $Oxyz$ – связанная с главным телом система координат с началом в центре основания пантографа O , с Oz вдоль направления оси гравитационного стабилизатора.

При постановке задачи могут быть полезными еще две системы отсчета. Система C_1xyz , как и выше, является системой отсчета, связанной с гиросtatической частью КА. Орбитальная система $Cx^{or}y^{or}z^{or}$ связана с центром масс всего КА. Эта система координат определяется традиционным способом [1] с Cx^{or} вдоль вектора скорости КА, Cy^{or} вдоль бинормали орбиты и Cz^{or} вдоль местной вертикали. Пренебрегая прецессией орбиты, можно считать, что абсолютная угловая скорость орбитального базиса равна $\vec{\omega}^{or}$.

Для каждого пантографа упругие стержни длиной $2a$ и массой $m_a(i)$, где i – номер яруса, образуемого полным ромбом, соединены в шарнирах $E_{(i)}^{(R)}, E_{(i)}^{(L)}$, ($i = \overline{0, N}$), где N – количество ярусов, и в точках $H_{(i)}^{(R)}, H_{(i)}^{(L)}, F_{(i)}^{(R)}, F_{(i)}^{(L)}$, ($i = \overline{1, N}$), где верхний индекс определяет пантограф в соответствии с рис. 1, а нижний i соответствует номеру яруса этого пантографа. Эти два пантографа обозначены L и R соответственно. В начальном положении углы, которые составляют стержни нулевого и всех остальных ярусов с осью Ox , равны 5^0 . При полном раскрытии конструкции проектные значения указанных углов составляют 75^0 . Положение точек стержней относительно инерциальной системы координат $\overline{C\bar{X}\bar{Y}\bar{Z}}$ определяется радиусом-вектором \vec{r}_i , а относительно системы $Oxyz$ – радиусом-вектором \vec{r}'_i . Выражение для \vec{r}'_i зависит от времени t явно, а не только через обобщенные координаты, как в [2]:

$$\vec{r}'_i = \vec{r}_i'(q_1, \dots, q_N, t). \quad (1)$$

Упругие стержни длиной $2a$ заменяются парами жестких стержней с упругими цилиндрическими шарнирами $E_{(i)}^{(R)}, E_{(i)}^{(L)}$, ($i = \overline{0, N}$), обладающими эквивалентной жесткостью, равной $3EJ / (2a)$.

Для построения математической модели используется формализм построения уравнений движения Лагранжа второго рода [2]. Если в качестве полюса выбрать мгновенное положение центра масс системы C , уравнения движения несущего тела вокруг центра масс и уравнения относительного движения носимых тел в обозначениях [2] примут наиболее компактный вид:

$$\Theta^C \cdot \dot{\vec{\omega}} + \Theta^C \cdot \vec{\omega} + \vec{\omega} \times \left(\Theta^C \cdot \vec{\omega} \right) + \vec{K}_r^C + \vec{\omega} \times \vec{K}_r^C = \vec{m}^C, \quad (2)$$

$$E_s(T_r^O) - M \vec{r}_C^{**} \cdot \frac{\partial \vec{r}_C'}{\partial q_s} - \frac{1}{2} \vec{\omega} \cdot \frac{\partial \Theta^C}{\partial q_s} \cdot \vec{\omega} + \dot{\vec{\omega}} \cdot \frac{\partial \vec{K}_r^C}{\partial \dot{q}_s} + \vec{\omega} \cdot E_s^*(\vec{K}_r^C) = Q_s. \quad (3)$$

Далее для построения уравнений движения необходимо выбрать подходящие обобщенные координаты q_s и найти значения выражений для всех величин, которые входят в выражения для коэффициентов уравнений (2) и (3).

В качестве обобщенных координат были выбраны значения координат x_i, z_i ($i = \overline{1, N}$) верхних точек ярусов E_i , лежащих на оси Oz на прямых, соединяющих точки $E_{(i)}^{(L)}, E_{(i)}^{(R)}$. При этом $b(t) = H_0O = OF_0$ является известной функцией времени, которая задает закон раскрытия или свертывания пантографной конструкции.

Несложно показать, что радиус-вектор центра масс i -го яруса пантографа MS_1 имеет вид

$$\vec{r}_O'(i) = \{x_{(i-1)} + x_{(i)} / 2, 0, (z_{(i-1)} + z_{(i)}) / 2\}. \quad (4)$$

Радиус-вектор сосредоточенной массы на конце пантографа

$$\vec{r}_{OM}' = \{x_{(5)}, 0, z_{(5)}\}. \quad (5)$$

В результате для всей пантографной конструкции

$$\vec{r}_O' = (\{a_x, a_y, a_z\}m_{KA} + \{0, 0, \tilde{z}_0\}(m_0 + m_1) + \sum_{i=1}^N \{x_i, 0, z_i\}\tilde{m}_i + \{x_{(5)}, 0, z_{(5)}\}M_K) / M. \quad (6)$$

Здесь $\{a_x, a_y, a_z\}$ – радиус-вектор центра масс несущего тела в связанном базисе, m_{KA} – масса несущего тела, m_i ($i = 0, N$) – массы i -го яруса, $\{x_i, 0, z_i\}$ – радиус-векторы точек E_i , $\tilde{m}_i = (m_i + m_{i+1}) / 2$, $\tilde{m}_N = m_N / 2$, $\tilde{z}_0 = z_0 k_0$, k_0 – коэффициент, определяющий положение центра масс нулевого яруса на оси Oz , M_K – сосредоточенная масса на конце пантографа.

Выражения для всех динамических величин, входящих в уравнения движения, были получены с использованием возможностей символьных преобразований пакета Mathematica 5[©] и здесь не приводятся ввиду их громоздкости.

Подставив полученные выражения в уравнения (2), (3) и дополнив их подходящими кинематическими уравнениями, можно сформулировать задачу Коши для изучения поведения рассматриваемого объекта в процессе разворачивания пантографной конструкции. Выберем в качестве параметров ориентации, определяющих угловое положение связанного базиса в орбитальном, параметры Родрига – Гамильтона.

2. Численное моделирование. Для численного интегрирования система записывается в неявной форме

$$\sum_{j=1}^{N_{eq}} A_{ij}(y_1, y_2, \dots, y_{N_{eq}}, t) \dot{y}_j = f_i(y_1, y_2, \dots, y_{N_{eq}}, t) \quad (i = \overline{1, N_{eq}}). \quad (7)$$

Общее количество переменных интегрирования $N_{eq} = 7 + 4N$. Для интегрирования системы дифференциальных уравнений в рамках задачи Коши разработан оригинальный пакет прикладных программ.

Рассматривалась пантографная конструкция из 5 ярусов. Шаг интегрирования менялся в интервале 0,01 – 0,001 с. Продолжительность режима раскрытия составляла 500 с. Величина изгибной жесткости стержней EJ принималась в диапазоне 20 – 150 Нм². Величина концевой массы была принята равной 20 кг.

Особое внимание в данном исследовании было уделено зависимости динамического поведения исследуемой упругой конструкции от закона раскрытия конструкции. Здесь было рассмотрено два таких закона (рис. 2). Линия 1 показывает традиционный закон изменения скорости изменения расстояния $b(t)$. Линия 2 соответствует оптимальному закону, который минимизирует относительные динамические перегрузки несомых тел (см. [0], частный случай 2). Такой закон вносит существенно меньше возмущений в динамику конструкции, чем традиционный. Численное моделирование подтверждает это.

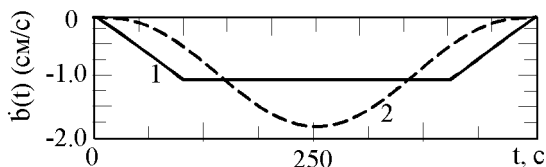


Рис. 2. Законы изменения скорости вращения двигателя электропривода системы разворачивания

На рис. 3,а показано поведение обобщенных координат z_i ($i = 1, \dots, 5$) при раскрытии конструкции, имеющей изгибную жесткость стержней 20 Нм², в течение

500 с. Сплошные линии соответствуют случаю, когда используется традиционный неоптимальный закон управления, пунктирные – когда используется оптимальный закон.

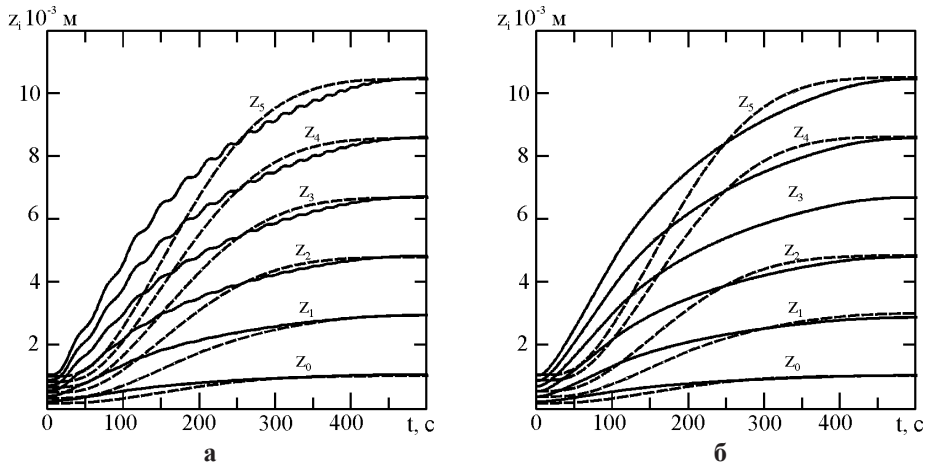


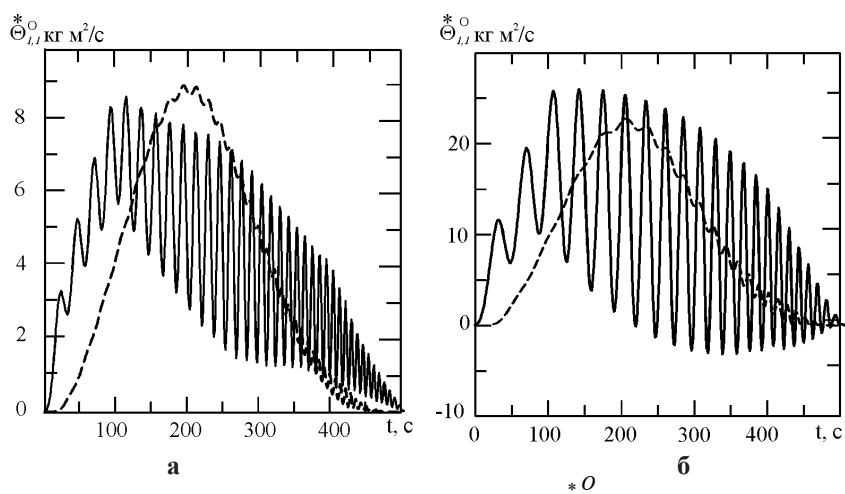
Рис. 3. Динамические процессы в конструкции:
а – $EJ=20 \text{ Нм}^2$; б – $EJ=150 \text{ Нм}^2$

Из рис. 3 видно, что при неоптимальном законе изменения $\dot{b}(t)$ в конструкции возникают заметные упругие колебания, которые отсутствуют при использовании оптимального закона. Как видно из рис. 3,б, увеличение жесткости конструкции до 150 Нм^2 позволяет убрать упругие колебания при традиционном законе раскрытия конструкции за счет ее утяжеления. В то же время оптимизация процесса раскрытия дает возможность исключить упругие колебания без увеличения жесткости.

Очень чувствителен к появлению упругих колебаний в рассматриваемой конструкции график производной по времени в связанном базисе от компонент тензора инерции. На рис. 4,а показаны законы изменения $\Theta_{1,1}^{*O}$ для 5-ярусной конструкции без концевой массы при разворачивании по традиционному закону (сплошная линия) и по оптимальному (пунктирная линия). На рисунке видно, насколько различается интенсивность колебательных составляющих в сравниваемых случаях. На рис. 4,б изображены те же графики, но для случая, когда на конце пантографа установлена масса 20 кг. Здесь интенсивность колебаний заметно выше и, кроме того, видно естественное снижение частоты колебательной составляющей.

Что касается отклонений x_i ($i = 1, \dots, 5$), то при выбранной жесткости стержней они невелики, но даже при очень плавном законе раскрытия их характер достаточно сложен. Особенно это заметно в отношении нижних ярусов, для которых силы Кориолиса существенно меньше, чем для верхнего яруса, скорость движения которого выше других. При оптимальном законе раскрытия величина амплитуд колебаний убывает на порядок и кориолисова составляющая отклонений становится заметнее.

Не приводя графики изменения компонент тензора инерции всего КА, отметим, что $\Theta_{1,1}$ и $\Theta_{2,2}$, которые вначале различаются, затем увеличиваются практически синхронно, отражая колебания длины пантографа. Компонента $\Theta_{3,3}$, естественно, уменьшается, поскольку по мере разворачивания пантографа расстояния его точек до оси Oz в целом заметно уменьшаются. Говоря обобщенно, при наличии поперечных отклонений конструкции вдоль оси Ox тензор инерции перестает быть диагональным. У него появляется отличная от нуля компонента $\Theta_{1,3}$, но в силу малости смещений в направлении оси Ox она мала и существенного влияния на динамику КА не оказывает.

Рис. 4. Законы изменения $\dot{\Theta}_{1,1}$:

а – без конечной массы; б – с массой на конце пантографа

Уменьшение длительности раскрытия при жесткости стержней 20 Н м^2 показывает неприемлемое поведение конструкции. После остановки механизма развертывания в нулевом ярусе длина конструкции резко уменьшается, а затем восстанавливается. Этот эффект для каждого яруса проявляется тем заметнее, чем ближе ярус к концу конструкции. Такое ее поведение отражается и на поведении компоненты абсолютной угловой скорости ω_2 в связанном базисе. Изменение компоненты ω_2 свидетельствует о монотонном затухании угловых колебаний КА, вызванных изменением компонент его тензора инерции, в результате рассеивания энергии этих колебаний гиродемпферами. Под действием гравитационного момента угловая скорость по тангажу начинает приближаться к орбитальной угловой скорости. По мере затухания угловых колебаний КА по тангажу уменьшаются колебания гиродемпферов.

Выводы. Подводя итог, можно отметить следующее:

- в этой статье проведено построение математической модели сложной пространственной конструкции переменной конфигурации и изучена ее динамика в процессе развертывания на орбите;
- построенная математическая модель может рассматриваться как обобщение теории относительного движения тел на случай, когда конфигурация системы определяется не только ее обобщенными координатами, но и временем непосредственно;
- для изучения поведения системы под действием разнообразных возмущающих факторов создан пакет вычислительных программ, который позволил получить информацию для создания представления о поведении системы и может быть достаточно просто адаптирован для исследования развертываемых конструкций других типов.

Библиографические ссылки

1. **Белецкий В. В.** Движение искусственного спутника относительно центра масс / В. В. Белецкий. – М. : Наука, 1965. – 416 с.
2. **Лурье А. И.** Аналитическая механика / А. И. Лурье. – М. : Физматгиз, 1961. – 824 с.
3. **Khoroshilov V. S.** Dynamics of spacecraft with gyro-gravitational system of stabilization due to elastic ring antenna deployment / V. S. Khoroshilov, A. E. Zakrzhevskii // Journ. of Mechanical Engineering Science. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. – Part C. Special issue commemorating Professor Hans Troger's work. – 2011, October. – Vol. 225, Issue 10. – P. 2333–2347.

4. Zakrzhevskii A. E. Slewing of Flexible Spacecraft with Minimal Relative Flexible Acceleration / Zakrzhevskii A. E // Journ. of Guidance, Control, and Dynamics. – 2008. – Vol. 31, No. 3. – P. 563–570.

Надійшла до редколегії 03.01.2014 р.

УДК 629.7.051

Д. А. Литовченко

*Государственное предприятие «Конструкторское бюро “Южное”
имени М. К. Янгеля»*

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СОВРЕМЕННЫХ СИСТЕМ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ АТМОСФЕРЫ ПРИ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОМ ОБЕСПЕЧЕНИИ ПУСКОВ РКН

Розглянуто можливості сучасних інформаційних систем забезпечення метеоінформацією в застосуванні до завдань проектування та експлуатації РКН.

Ключові слова: ракета космічного призначення, метеорологічне забезпечення, атмосфера, супутник, системи прогнозування.

Рассмотрены возможности современных информационных систем обеспечения метеоинформацией применительно к задачам проектирования и эксплуатации РКН.

Ключевые слова: ракета космического назначения, метеорологическое обеспечение, атмосфера, спутник, системы прогнозирования.

Modern information systems possibilities of meteorological dates supply in application to the tasks of design and operation are considered.

Key words: Integrated Launch Vehicle, meteorological support, atmosphere, satellite, forecast system.

Введение. При проектировании летательных аппаратов актуальными являются вопросы корректного задания атмосферных моделей, так как полет большинства из них начинается либо заканчивается в пределах плотных слоев атмосферы. Среди параметров, характеризующих возмущенные состояния атмосферы, имеются такие, которые влияют на выбор конструктивных параметров проектируемого летательного аппарата, например максимальные оценки характеристик ветра. Ряд других параметров, таких как распределение плотности воздуха по трассе полета и ветра в приземном слое, можно использовать при подготовке летательного аппарата перед стартом с целью улучшения его функциональных характеристик.

Для ряда конверсионных РКН первоочередным вопросом метеорологического обеспечения стал вопрос прогнозирования величины высотного ветра в плотных слоях атмосферы (примерно 3–20 км) и на высотах разделения ступеней (40–45 км), поскольку конструкция РКН, будучи конверсионной, обуславливает определенную ограниченность конструктивной прочности и эффективности органов управления.

В то же время при проектировании ряда изделий ракетно-космической техники для улучшения их технических характеристик закладывается возможность уточнения в процессе планирования пусков термодинамических параметров атмосферы, соответствующих географическому району и климатическому сезону применения этой техники.