

Моделирование движения космического аппарата с учетом колебаний балочных упругих элементов

Simulation of a space vehicle movement with the account of vibration of beam groups of elastic elements

Молявко / Molyavko D.

Дарья Павловна

(darenok@inbox.ru)

ПАО «Салют», инженер-конструктор.

г. Самара

Ключевые слова: гравитационно-чувствительный процесс – gravity-sensitive process; оценка микроускорений – evaluation of microaccelerations; колебания упругих элементов – vibration of elastic elements.

Строится модель вращательного движения космического аппарата (КА) вокруг центра масс с целью оценки уровня микроускорений в зоне размещения технологического оборудования. При этом сам КА рассматривается как абсолютно твёрдое симметричное тело с жёстко прикреплёнными к нему двумя упругими элементами, представляющими собой панели солнечных батарей. Упругие элементы представляются однородными балками Эйлера-Бернулли, которые в процессе управляемого орбитального полёта КА совершают независимые колебания в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. Проводится численное моделирование для КА типа «ФОТОН-М» № 4. Результаты работы могут быть использованы при оценке конструктивной составляющей микроускорений в зоне размещения технологического оборудования.

A model of rotational motion of a space vehicle (SV) around the center of mass is constructed in order to evaluate the level of microaccelerations in the area of process equipment location. At that, the SV itself is treated as a perfectly rigid symmetrical body with two elastic elements rigidly attached to it which are solar array panels (SAP). Elastic elements are represented by uniform Euler-Bernoulli beams which vibrate independently in two mutually perpendicular planes during a controlled orbital flight of the SV. A numerical simulation for a SV of FOTON-M No. 4 type is performed. The results of work can be used during evaluation of the design component of microaccelerations in the area of process equipment location.

В настоящее время интерес к космическим технологиям очень высок. Сегодня речь идёт не только о проведении отдельных экспериментов в космосе, но и о полномасштабном опытно-серийном производстве [1]. Основным фактором, препятствующим реализации перспективных и уже разработанных гравитационно-чувствительных процессов, является поле микроускорений [2, 3]. Для современных космических лабораторий технологического назна-

чения уровень микроускорений в зоне размещения технологического оборудования является важнейшей эксплуатационно-технической характеристикой [4, 5]. Причём, требования по микроускорениям будут только ужесточаться [6, 7]. Поэтому изучение поля микроускорений внутренней среды КА и построение моделей его движения с учётом колебаний упругих элементов является важной и актуальной задачей.

Вывод уравнений осуществляется при справедливости следующих допущений:

1. Модель движения КА – пространственное вращение вокруг центра масс. Реальная эволюция КА вокруг центра масс имеет более сложный характер [8, 9]. При этом могут возникать как регулярные [10], так и хаотические режимы движения [11, 12]. Однако в ряде фундаментальных работ по управлению орбитальным движением упругого КА [13, 14] указывается на незначительность влияния поступательного движения вокруг центра масс и допускается использование такого упрощения для решения задачи ориентации КА в пространстве. Если говорить о решении задачи оценки микроускорений, то роль поступательного движения велика только для низких орбит полёта КА. На низких орбитах ощутимо влияние атмосферы и гравитационной составляющей возмущений. На высотах от 700 км влияние поступательного движения на поле микроускорений пренебрежимо мало и не оказывает существенного влияния на точность оценки микроускорений [15, 16].

2. КА представляет собой абсолютно твёрдый симметричный корпус с жёстко прикреплёнными к нему двумя упругими. Упрощение соответствует реальным технологическим проектам, таким как «ФОТОН-М» № 4 [17], «БИОН-М» № 1 [18], «ОКА-Т» [19] и «МАКОС-Т» [20].

3. Модель упругих элементов – балка Эйлера-Бернулли. Оценка микроускорений с помощью балочной модели оказывается завышенной по сравнению с другими более сложными моделями [21, 22]. Проведённый в работе [22] тест адекватности физической модели микроускорений реальным условиям космического полёта КА показывает, что для балочной

модели он является более жёстким, чем для модели однородной ортотропной пластины. Это придаёт оценке некоторый запас. В работах [23, 24] отмечается невозможность использования балочной модели упругих элементов при оценке микроускорений от температурного удара при наличии теневого участка орбиты КА. Однако в работе вопросы температурного удара не рассматриваются, а предполагаемая орбита КА не содержит теневого участка. Завышенности оценки микроускорений при использовании балочной модели упругих элементов посвящена работа [25].

4. Изменение продольной координаты точек упругого элемента вдоль оси балки при колебаниях пренебрежимо мало. Это предположение существенно упрощает вывод уравнений математической модели движения упругого КА. Многие авторы работ в области колебаний упругих тел указывают на незначимость изменения продольной координаты точек, особенно для малых колебаний [26, 27].

5. Учитываются первые две формы собственных колебаний упругих элементов. Исследования [26] показывают, что вдали от переходного процесса без существенной потери точности можно учитывать две первые формы колебаний. Внутри переходного процесса колебания носят более сложный характер [28]. Однако в этот период колебания ПСБ создают высокий уровень микроускорений, нарушающий благоприятные условия для реализации гравитационно-чувствительных процессов. Поэтому вопрос учёта большего числа форм для оценок микроускорений носит только теоретический характер.

6. Модель демпфирования собственных колебаний упругих элементов за счёт внутреннего трения в материале – вязкое трение. Анализ использования различных моделей демпфирования колебаний за счёт внутреннего трения [28] показывает, что при малых колебаниях ПСБ отсутствуют эффекты, приводящие к необходимости учёта гистерезисного характера демпфирования. Сухое трение также характерно для больших амплитуд. Основным недостатком принятой модели считается то, что колебания не затухают за конечный промежуток времени [26]. Однако при оценке микроускорений, необходимо обозначить интервал времени, в котором микроускорения не превышают критических значений. Поэтому указанный недостаток не помешает, например принятию решения о возможности и целесообразности проведения того или иного гравитационно-чувствительного процесса на борту конкретного КА.

Рассмотрим в общей постановке вращательное движение КА, применив теорему об изменении кинетического момента. Разобьём упругий элемент на отдельные малые абсолютно твёрдые участки. Выражение для кинетического момента будет иметь вид [13]:

$$\vec{L} = \hat{I} \cdot \vec{\omega} + \sum_{i=1}^N \hat{I}_i \cdot (\vec{\omega} + \vec{\omega}_i) + m \vec{r}_0 \times \dot{\vec{r}}_0 + \sum_{i=1}^N m_i (\vec{r}_i - \vec{r}_0) \times (\dot{\vec{r}}_i - \dot{\vec{r}}_0), \quad (1)$$

где $\hat{I}_i$ – тензор инерции i -го участка упругого элемента в системе координат, начало которой располагается в центре масс участка, а оси параллельны осям главной связанной системы координат;

$\vec{\omega}_i$ – вектор относительной угловой скорости (относительно центрального тела) в главной связанной системе координат (рис. 1);

m_i – масса i -го участка упругого элемента;

$\vec{r}_i$ – радиус-вектор центра масс i -го участка упругого элемента в главной связанной системе координат;

N – число участков, на которые разбиваются упругие элементы КА.

Поскольку связанная система координат $OXYZ$ является главной, то тензор инерции КА имеет диагональный вид:

$$\hat{I} = \begin{pmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{pmatrix},$$

где I_x, I_y, I_z – осевые моменты инерции КА.

Тензор инерции i -го участка упругого элемента также будет иметь диагональный вид в свете допущения 4:

$$\hat{I}_i = \begin{pmatrix} \frac{m_i \Delta x_i^2}{6} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{m_i \Delta x_i^2}{6} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{m_i \Delta x_i^2}{6} \end{pmatrix} = \frac{m_i \Delta x_i^2}{6} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad (3)$$

где Δx_i – характерный размер i -го участка упругого элемента, который имеет кубическую форму.

Первое слагаемое (1) с учётом (2):

$$\hat{I} \cdot \vec{\omega} = \begin{pmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} I_x \omega_x \\ I_y \omega_y \\ I_z \omega_z \end{pmatrix}. \quad (4)$$

Второе слагаемое (1) с учётом (3):

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^N \hat{I}_i \cdot (\vec{\omega} + \vec{\omega}_i) &= \sum_{i=1}^N \frac{m_i \Delta x_i^2}{6} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \omega_x + \omega_{ix} \\ \omega_y + \omega_{iy} \\ \omega_z + \omega_{iz} \end{pmatrix} = \\ &= \sum_{i=1}^N \frac{m_i \Delta x_i^2}{6} \begin{pmatrix} \omega_x + \omega_{ix} \\ \omega_y + \omega_{iy} \\ \omega_z + \omega_{iz} \end{pmatrix}. \end{aligned} \quad (5)$$

Третье слагаемое (1):

$$m \vec{r}_0 \times \dot{\vec{r}}_0 = m \begin{pmatrix} i & j & k \\ x_0 & y_0 & z_0 \\ \dot{x}_0 & \dot{y}_0 & \dot{z}_0 \end{pmatrix} = m \begin{pmatrix} y_0 \dot{z}_0 - \dot{y}_0 z_0 \\ \dot{x}_0 z_0 - x_0 \dot{z}_0 \\ x_0 \dot{y}_0 - \dot{x}_0 y_0 \end{pmatrix}. \quad (6)$$

Четвёртое слагаемое (1):

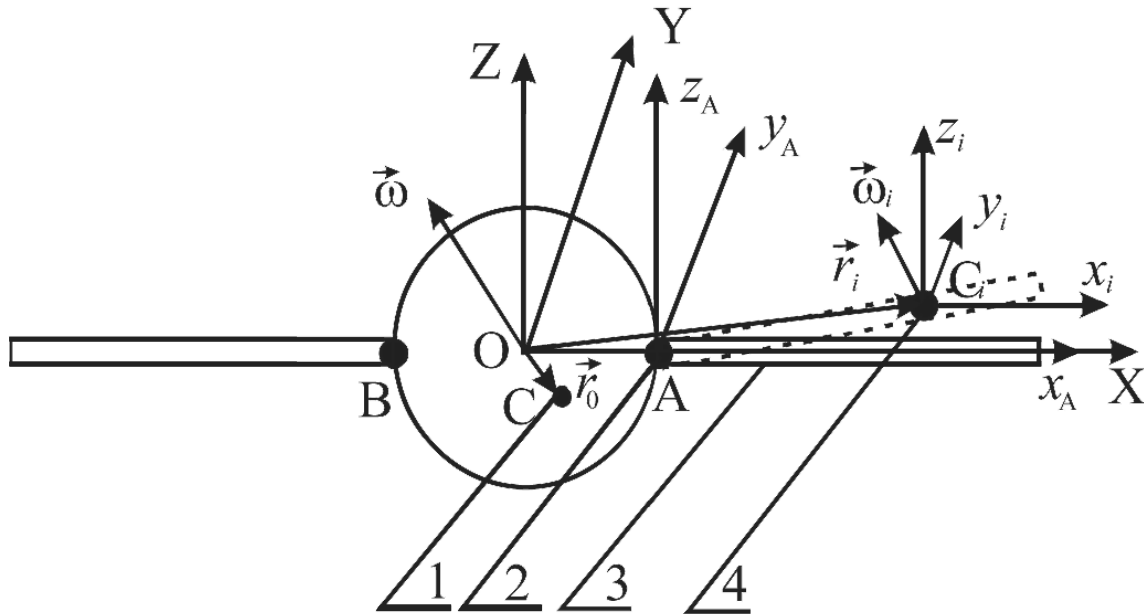


Рис. 1. Используемые системы координат: $OXYZ$ – главная связанная система координат;
 $A x_A y_A z_A$ – местная система координат, связанная с точкой крепления упругого элемента к корпусу КА;
 $C_i x_i y_i z_i$ – местная система координат, связанная с центром масс i -го участка упругого элемента;
 1 – центр масс КА; 2 – точка крепления упругого элемента к корпусу КА;
 3 – недеформированное положение упругого элемента;
 4 – центр масс i -го участка упругого элемента

$$\sum_{i=1}^N m_i (\vec{r}_i - \vec{r}_0) \times (\dot{\vec{r}}_i - \dot{\vec{r}}_0) = \sum_{i=1}^N m_i \begin{pmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ x_i - x_0 & y_i - y_0 & z_i - z_0 \\ \dot{x}_i - \dot{x}_0 & \dot{y}_i - \dot{y}_0 & \dot{z}_i - \dot{z}_0 \end{pmatrix} =$$

$$= \sum_{i=1}^N m_i \begin{pmatrix} (y_i - y_0) \cdot (\dot{z}_i - \dot{z}_0) - (\dot{y}_i - \dot{y}_0) \cdot (z_i - z_0) \\ (\dot{x}_i - \dot{x}_0) \cdot (z_i - z_0) - (x_i - x_0) \cdot (\dot{z}_i - \dot{z}_0) \\ (x_i - x_0) \cdot (\dot{y}_i - \dot{y}_0) - (\dot{x}_i - \dot{x}_0) \cdot (y_i - y_0) \end{pmatrix} \quad (7)$$

Подставляем (4-7) в (1) и дифференцируем по времени. При этом считаем, что моменты инерции при колебаниях упругих элементов не изменяются:

$$\begin{cases} \dot{L}_x = I_x \dot{\omega}_x + \sum_{i=1}^N \frac{m_i \Delta x_i^2}{6} (\dot{\omega}_x + \dot{\omega}_{ix}) + m(y_0 \ddot{z}_0 - \ddot{y}_0 z_0) + \\ + \sum_{i=1}^N m_i [(y_i - y_0) \cdot (\ddot{z}_i - \ddot{z}_0) - (\ddot{y}_i - \ddot{y}_0) \cdot (z_i - z_0)] \\ \dot{L}_y = I_y \dot{\omega}_y + \sum_{i=1}^N \frac{m_i \Delta y_i^2}{6} (\dot{\omega}_y + \dot{\omega}_{iy}) + m(\ddot{x}_0 z_0 - x_0 \ddot{z}_0) + \\ + \sum_{i=1}^N m_i [(\ddot{x}_i - \ddot{x}_0) \cdot (z_i - z_0) - (x_i - x_0) \cdot (\ddot{z}_i - \ddot{z}_0)] \\ \dot{L}_z = I_z \dot{\omega}_z + \sum_{i=1}^N \frac{m_i \Delta z_i^2}{6} (\dot{\omega}_z + \dot{\omega}_{iz}) + m(x_0 \ddot{y}_0 - \ddot{x}_0 y_0) + \\ + \sum_{i=1}^N m_i [(x_i - x_0) \cdot (\ddot{y}_i - \ddot{y}_0) - (\ddot{x}_i - \ddot{x}_0) \cdot (y_i - y_0)] \end{cases} \quad (8)$$

Подставляем (8) в теорему об изменении кинетического момента:

$$\begin{cases} I_x \dot{\omega}_x + \sum_{i=1}^N \frac{m_i \Delta x_i^2}{6} (\dot{\omega}_x + \dot{\omega}_{ix}) + m(y_0 \ddot{z}_0 - \ddot{y}_0 z_0) + \\ + \sum_{i=1}^N m_i [(y_i - y_0) \cdot (\ddot{z}_i - \ddot{z}_0) - (\ddot{y}_i - \ddot{y}_0) \cdot (z_i - z_0)] = M_x; \\ I_y \dot{\omega}_y + \sum_{i=1}^N \frac{m_i \Delta y_i^2}{6} (\dot{\omega}_y + \dot{\omega}_{iy}) + m(\ddot{x}_0 z_0 - x_0 \ddot{z}_0) + \\ + \sum_{i=1}^N m_i [(\ddot{x}_i - \ddot{x}_0) \cdot (z_i - z_0) - (x_i - x_0) \cdot (\ddot{z}_i - \ddot{z}_0)] = M_y; \\ I_z \dot{\omega}_z + \sum_{i=1}^N \frac{m_i \Delta z_i^2}{6} (\dot{\omega}_z + \dot{\omega}_{iz}) + m(x_0 \ddot{y}_0 - \ddot{x}_0 y_0) + \\ + \sum_{i=1}^N m_i [(x_i - x_0) \cdot (\ddot{y}_i - \ddot{y}_0) - (\ddot{x}_i - \ddot{x}_0) \cdot (y_i - y_0)] = M_z. \end{cases} \quad (9)$$

Результаты численного моделирования для КА типа «ФОТОН-М» № 4, основные параметры которого приведены в таблице [17, 25], представлены на рис. 2 и 3. Моделировалась ситуация с импульсным включением жидкостного ракетного двигателя малой тяги (ЖРД МТ), который используется на начальном этапе после выхода КА на рабочую орбиту и перед спуском возвращаемого аппарата, а также непрерывная работа комплекса управляющих двигателей-маховиков (КУДМ), осуществляющих ориентацию

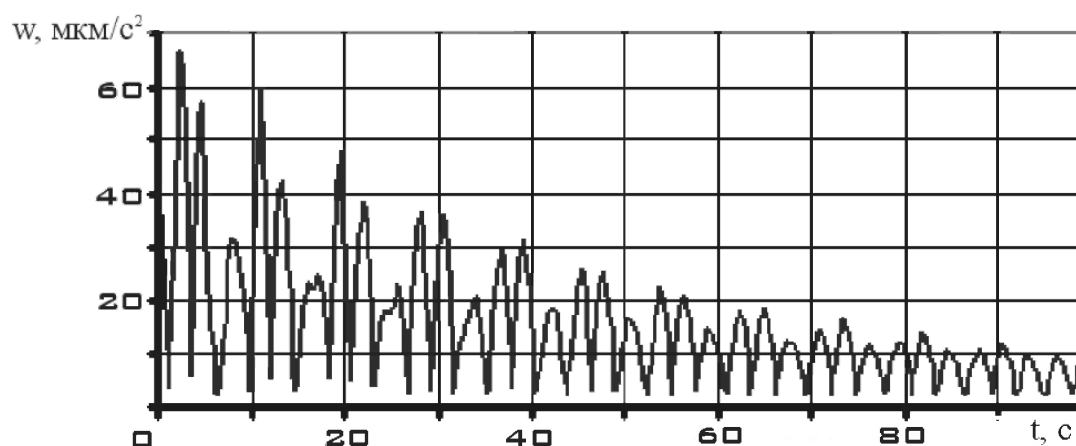


Рис. 2. Фрагмент зависимости уровня микроускорений от времени в зоне предполагаемого размещения технологического оборудования сразу после выключения ЖРД МТ

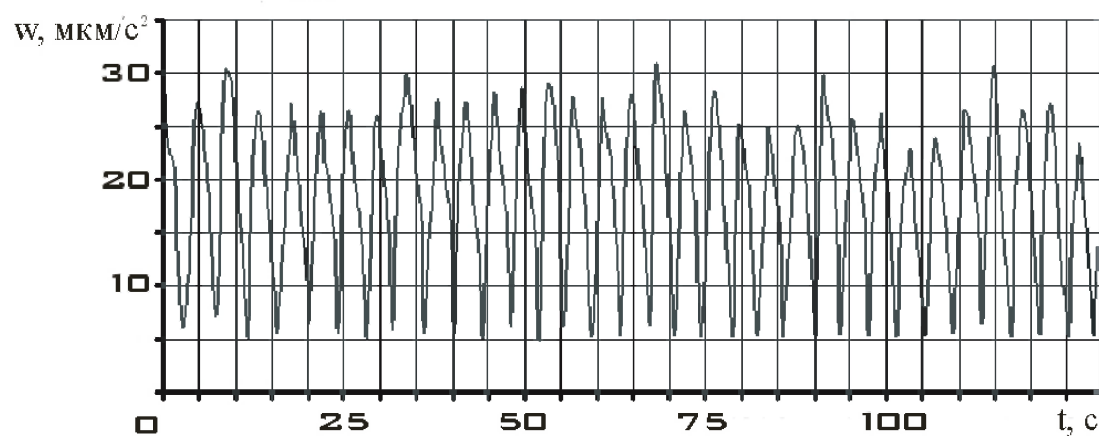


Рис. 3. Фрагмент зависимости уровня микроускорений от времени в зоне предполагаемого размещения технологического оборудования при непрерывной работе КУДМ

Таблица

Основные технические параметры космического аппарата «ФОТОН-М» № 4, используемые для численного анализа

Параметр	Значение	Размерность
Масса КА	6535	кг
Масса упругих элементов	60	кг
Максимальный момент УРД	6	Н·м
Максимальный момент КУДМ	0,5	Н·м
Модуль Юнга (МА2)	42	ГПа
Осевой момент инерции КА	11000	кг·м ²
Длина упругого элемента	4	м
Ширина упругого элемента	2	м

КА на протяжении всего срока активного существования КА на орбите.

Выводы

Полученные результаты с учетом допущений соответствуют оценкам других авторов, например [15, 17, 29]. Выполненная оценка показывает, что включение ЖРД МТ создаёт недопустимо высокий уровень микроускорений, который может достигать 1 мм/с² [1]. Однако при длительном интервале между двумя последовательными включениями ЖРД МТ он может опускаться до 1–5 мкм/с² [4]. В то время как при постоянной работе КУДМ нет больших скачков микроускорений, но и значения в 1–5 мкм/с² без дополнительной виброзащиты недостижимы.

Результаты, представленные в работе, могут быть использованы при формировании научной программы по реализации гравитационно-чувствительных процессов на КА типа «ФОТОН-М» № 4, а также при разработке мероприятий, направленных на снижение уровня микроускорений в зоне размещения технологического оборудования.

Литература

1. Седельников, А. В. Проблема микроускорений: от осознания до фрактальной модели / А.В. Седельников. – М.: РАН. Избранные труды Российской школы по проблемам науки и технологий, 2012. – 277 с.
2. Лобыкин, А. А. Методы улучшения микрогравитационной обстановки на борту автоматического космического аппарата, предназначенного для микрогравитационных исследований / А.А. Лобыкин // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. – 2009. – № 2. – С. 84–91.
3. Седельников, А. В. Проблема микроускорений: 30 лет поиска решения / А.В. Седельников // Современные наукоемкие технологии. – 2005. – № 4. – С. 15–22.
4. Седельников, А. В. Контроль микроускорений как важнейшей характеристики космической лаборатории специализированного технологического назначения конструктивными методами / А.В. Седельников // Контроль. Диагностика. – 2014. – № 7. – С. 57–63.
5. Белоусов, А. И. Проблемы формирования и контроля требуемого уровня микроускорений при испытаниях и эксплуатации КА / А.И. Белоусов, А.В. Седельников // Известия вузов. Авиационная техника. – 2014. – № 2. – С. 3–7.
6. Седельников, А. В. Исследование функции распределения уровня микроускорений во времени / А.В. Седельников // Успехи современного естествознания. – 2004. – № 9. – С. 15–18.
7. Sedelnikov, A. The usage of fractal quality for microacceleration data recovery and for measuring equipment efficiency check / A. Sedelnikov // Microgravity Sciences and Technology. – 2014. – Vol. 26, No. 5. – P. 327–334.
8. Анализ вращательного движения первого российского наноспутника ТНС-0 по результатам летных испытаний / А.А. Ильин [и др.] // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. – 2006. – № 18. – 28 с.
9. Nguyen, A. Three-axis drag-free control and drag force recovery of a single-thruster small satellite / A. Nguyen, J. Conklin // Journal of Spacecraft and Rocket. – 2015. – Vol. 52, No. 6. – P. 1640–1650.
10. Сазонов, В. В. Периодические движения спутника относительно центра масс в режиме гравитационной ориентации / В.В. Сазонов, М.Е. Сидорюк // Известия АН СССР. Мех. твердого тела. – 1985. – № 1. – С. 3–13.
11. Doroshin, A. Heteroclinic chaos and its local suppression in attitude dynamics of an asymmetrical dual-spin spacecraft and gyrostator-satellites / A. Doroshin // Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation. – 2016. – Vol. 31. – P. 151–196.
12. Levi, M. Classical Mechanics with Calculus of Variations and Optimal Control: An Intuitive Introduction / M. Levi. – UPP: Pennsylvania State University, 2014. – 322 p.

13. Алексеев, К. Б. Управление космическими летательными аппаратами / К.Б. Алексеев, Г.Г. Бебинин. – М.: Машиностроение, 1974. – 340 с.
14. Дяттерёв, Г. Л. Теоретические основы оптимального управления упругими космическими аппаратами / Г.Л. Дяттерёв, Т.К. Сиразетдинов. – М.: Машиностроение, 1986. – 215 с.
15. Sedelnikov, A. K.I. How to estimate microaccelerations for spacecraft with elliptical orbit / A. Sedelnikov, K. Potienko // Microgravity Sciences and Technology. – 2016, Vol. 28. – No. 1. – P. 41–48.
16. Седелников, А. В. Вероятностная модель микроускорений со случайным логарифмическим декрементом / А.В. Седелников // Известия Самарского научного центра РАН. – 2012. – Т. 14, №. 6. – С. 233–239.
17. Новый шаг к уникальным технологиям в космосе: КА "ФОТОН-М" № 4 / А.Н. Кирилин [и др.] // Полет. – 2015. – № 2. – С. 3–9.
18. Вклад "ЦСКБ-Прогресс" в развитие космической биологии и медицины: программа "БИОН" / А.Н. Кирилин [и др.] // Полет. – 2013. – № 11. – С. 3–16.
19. Разработка программы целевой эксплуатации «ОКА-Т» и исходных данных для формирования технического предложения на комплекс «ОКА-Т-МКС». Разработка концепции развития обслуживаемых технологических комплексов для опытно-промышленного производства материалов / В.И. Лукьященко [и др.] // НТО № 851-0700/02-10-45-18/2003. – Королёв Моск. обл.: ФГУП «ЦНИИ Машиностроения», 2003.
20. «МАКОС-Т» A New Spacecraft for Conducting Experiments in Microgravity / V. Lukiashchenko [et al.] // Russian Space Bulletin. – 1996, Vol. 1. – No. 4. – P. 13–15.
21. Седелников, А. В. Моделирование движения упругого космического аппарата в целях оценки микроускорений / А.В. Седелников, А.А. Серпухова // Известия вузов. Авиационная техника. – 2009. – № 4. – С. 71–72.
22. Седелников, А. В. Тест адекватности физической модели микроускорений / А.В. Седелников, А.А. Серпухова // Вестник Ижевского государственного технического университета. – 2009. – № 4. – С. 59–61.
23. Седелников, А. В. Влияние температурных деформаций упругих элементов на динамику космического аппарата типа «НИКА-Т» / А.В. Седелников, М.И. Казарина // Вестник Московского авиационного института. – 2011. – Т. 18, № 2. – С. 47–51.
24. Седелников, А. В. Оценка влияния температурных деформаций упругих элементов космической лаборатории на поле микроускорений ее внутренней среды / А.В. Седелников, В.В. Юдинцев // Известия Самарского научного центра РАН. – 2011. – Т. 13, № 1(2). – С. 344–346.
25. Sedelnikov, A. Study of over-assessment of microaccelerations when using a beam-model of elastic elements / A. Sedelnikov, D. Molyavko, K. Potienko // International Review of Aerospace Engineering. – 2016. – Vol. 9, No. 1. – P. 9–12.
26. Писаренко, Г. С. Обобщённая нелинейная модель учёта рассеяния энергии при колебаниях / Г.С. Писаренко. – Киев: Наукова думка, 1985. – 240 с.
27. Nashif, A. Vibration damping / A. Nashif, D. Johnes, J. Henderson. – New York-Chichester-Brisbane-Toronto-Singapore: Jon Wiley&Sons, 1988. – 448 p.
28. Белоусов, А. И. Вероятностная оценка выполнения благоприятных условий для реализации гравитационно-чувствительных процессов на борту космической лаборатории / А.И. Белоусов, А.В. Седелников // Известия вузов. Авиационная техника. – 2013. – №. 3. – С. 60–63.
29. Определение вращательного движения спутника Фотон М-4 / Абрашкин В.И. [и др.] // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша РАН. – 2015. – № 8. – 40 с.