

Исследование нагрузок на элементы конструкции Многоцелевого лабораторного модуля на автономном участке полета

А.А. Прутько^{1,2}, А.В. Сумароков¹

¹РКК «Энергия» им. С.П. Королева

²Московский физико-технический институт (государственный университет)

В настоящее время в ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева» идет работа над созданием системы управления перспективного Многоцелевого лабораторного модуля (МЛМ) Международной космической станции [1]. Одной из задач, решаемой на этапе проектирования и разработки МЛМ, является оценка прочности конструкции.

Для оценки прочности конструкции требуется оценить воздействие работы исполнительных органов на различных этапах полета в различных режимах работы системы управления движением и навигации (СУДН) МЛМ.

Существенным новшеством данной работы является то, что нагрузки на наиболее критические элементы конструкции рассчитываются непосредственно при моделировании различных режимов работы СУДН МЛМ на каждом такте в замкнутом контуре в рамках автоматизированного рабочего места разработчика алгоритмов СУДН МЛМ.

На движение МЛМ, при выполнении динамических режимов, влияют следующие факторы: гравитационное поле Земли, атмосфера Земли и работа ракетных двигателей. Воздействие перечисленных факторов зависит от инерционно-массовых и жесткостных характеристик конструкции МЛМ; от положения панелей солнечных батарей МЛМ; от набора ракетных двигателей, выбранного для данного динамического режима [2], [3].

Ввиду того, что инерциальные датчики управления, такие как датчики угловых скоростей, реагируют не только на линейные и угловые отклонения, но и на линейные и угловые деформации объекта управления в местах их установки, при моделировании различных режимов работы СУДН следует учитывать упругие колебания конструкции.

Для того чтобы рассматривать в качестве модели объекта управления модель упругого тела, необходимо рассчитать добавки к угловой скорости твердого тела, возникающие от колебаний конструкции в местах установки датчиков угловых скоростей. Далее, для получения показаний датчиков угловой скорости необходимо корректировать скорость твердого тела на величину упругих добавок.

Упругие добавки к угловой скорости могут очень сильно влиять на характер управления, космическим аппаратом, в ряде случаев их влияние может потребовать введения в контур управления полосовых фильтров упругих колебаний угловой скорости. Таким образом, исследование угловых колебаний конструкции является важным этапом при разработке космической техники. Величина упругих колебаний конструкции в свою очередь влияет на уровень нагрузок на ее элементы. Обычно, наиболее критичным местом конструкции космического аппарата являются точки крепления упругих элементов (панелей солнечных батарей, антенн). Таким образом, требуется рассчитать величины нагрузок на элементы конструкции МЛМ в различных режимах полета и оценить их прочность.

Для учета упругости конструкции в уравнения движения космического аппарата включается функция, учитывающая упругие добавки. Для формирования этой функции, для каждого упругого тона, были использованы следующие уравнения:

$$\ddot{q}_n + \frac{\omega_n \delta_n}{\pi} + \omega_n^2 q_n = \sum_{i=1}^{42} \left[(\mathbf{f}_n(\mathbf{x}_{Di}) \cdot \mathbf{F}_{Di}) + (\mathbf{f}_n(\mathbf{x}_{Di}) \cdot [\mathbf{x}_{Di} \times \mathbf{F}_{Di}]) \right], \quad (1)$$

где q_n - безразмерная функция, характеризующая изменение во времени n -ого тона упругих колебаний; n - общее количество рассматриваемых упругих тонов; ω_n - круговая частота n -го упругого тона, c^{-1} ; $\delta_n = 0.05$ - логарифмический декремент затухания n -го упругого тона; \mathbf{F}_{Di} -

сила, создаваемая i -ым двигателем МЛМ ($i=1,\dots,42$) [2]; \mathbf{x}_{Di} - координаты i -го двигателя; $\mathbf{f}_n(\mathbf{x})$, $\mathbf{fi}_n(\mathbf{x})$ - векторы коэффициентов упругих форм колебаний n -го тона в точке \mathbf{x} .

Добавки к угловой скорости твердого тела в месте установки ее измерителя, вызванные упругими колебаниями конструкции, можно вычислить, используя следующее уравнение:

$$\Delta\omega = \mathbf{fi}(\mathbf{x}_1) \cdot \dot{\mathbf{q}}, \quad (2)$$

где $\dot{\mathbf{q}}$ - N -мерный вектор, состоящий из \dot{q}_n , полученных из (1); $\mathbf{fi}(\mathbf{x}_1)$ - матрица $3*N$ коэффициентов упругих форм в месте установки датчика угловой скорости; \mathbf{x}_1 - координаты установки датчика угловой скорости.

Модель вычисления нагрузок основывается на преобразующей матрице нагрузок **LTM**, обеспечивающей линейную связь между нагрузками **LDK**(t) и текущими обобщенными координатами $\mathbf{q}(t)$:

$$\mathbf{LDK}(t) = \mathbf{LTM} \cdot \mathbf{q}(t). \quad (3)$$

Матрица **LTM** в (3), составленная из постоянных коэффициентов, содержит $6*L$ строк и N столбцов. Данная матрица была вычислена при помощи комплекса NASTRAN совместно с модальным представлением конечно-элементной модели [4]: $\{[\omega], [\mathbf{f}], [\mathbf{fi}]\}$ – набором собственных частот $[\omega]_n$ и форм $[\mathbf{f}]_n, [\mathbf{fi}]_n$, которые составляют i -ую моду упругих колебаний, $i = 1, 2, \dots, N$.

В работе для оценки прочности конструкции МЛМ были проведены оценки воздействия работы исполнительных органов на приводы солнечных батарей Многоцелевого лабораторного модуля для различных этапов полета. Алгоритмы расчета нагрузок на приводы были интегрированы в состав автоматизированного рабочего места разработчика алгоритмов системы управления движением и навигации, в рамках которого был создан формат для контроля сил и моментов, действующих на приводы солнечных батарей в результате работы системы управления движением. Было проведено моделирование различных этапов полета. Анализ результатов моделирования показал, что незначительное превышение допустимых нагрузок происходит при работе корректирующих двигателей и при пространственных разворотах вокруг продольной оси МЛМ. Однако количество циклов нагружения в данных режимах находится в допустимых пределах.

Литература

1. *Легостаев В.П., Марков А.В., Сорокин И.В.* Целевое использование РС МКС: значимые научные результаты и планы на следующее десятилетие // Космическая техника и технологии. 2013. №2. С.3-18.
2. *Сумароков А.В.* Об управлении движением Многоцелевого лабораторного модуля с помощью реактивных двигателей на автономном участке полета // Навигация и управление движением. Материалы XIV конференции молодых ученых 2012. С. 157-164.
3. *Сумароков А.В.* Управление движением Многоцелевого лабораторного модуля посредством двигательной установки. // Труды РКТ. Серия 12. Выпуск 3 – Королев. 2012. С. 87-90. С. 12-16.
4. *Галлагер Р.* Метод конечных элементов. Основы: Пер. с англ. — М.: Мир, 1984 г.