

О НАГРУЗКАХ НА ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ МНОГОЦЕЛЕВОГО ЛАБОРАТОРНОГО МОДУЛЯ НА АВТОНОМНОМ УЧАСТКЕ ПОЛЕТА

А.А. Прутько^{1,2}

aleksej.pa@gmail.com

А.В. Сумароков¹

anton.sumarokov@rsce.ru

¹ Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва,
г. Королёв, Московская обл., Российская Федерация

² Московский физико-технический институт (государственный университет),
г. Долгопрудный, Московская обл., Российская Федерация

Аннотация

Рассмотрено решение задачи оценки прочности конструкции Многоцелевого лабораторного модуля. Алгоритмы расчета нагрузок на приводы солнечных батарей интегрированы в замкнутый контур моделирования движения в составе автоматизированного рабочего места разработчика алгоритмов системы управления движением и навигации. В процессе моделирования на каждом вычислительном такте при включении исполнительных органов (реактивных двигателей) рассчитаны нагрузки на приводы солнечных батарей. В рамках стенда создан формат для контроля сил и моментов, действующих на приводы солнечных батарей в результате работы системы управления движением и навигации, и реализована возможность контроля превышений критических уровней нагрузок

Ключевые слова

Международная космическая станция, Многоцелевой лабораторный модуль, российский сегмент, собственные частоты, нагрузки на конструкцию, система управления движением и навигации

Поступила в редакцию 20.10.2016
© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 16-38-00458

Введение. В настоящее время в РКК «Энергия» им. С.П. Королёва идет работа над созданием системы управления перспективного Многоцелевого лабораторного модуля (МЛМ) Международной космической станции (МКС) [1]. Одной из задач, решаемой на этапе проектирования и разработки МЛМ, является оценка прочности конструкции.

Для оценки прочности конструкции требуется оценить работу исполнительных органов на разных этапах полета и режимах работы системы управления движением и навигации (СУДН) МЛМ [2].

Существенное новшество такой работы заключается в том, что нагрузки на наиболее критичные 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.

При выполнении динамических режимов на движение МЛМ влияют следующие факторы: гравитационное поле Земли, атмосфера Земли и работа ракетных

двигателей. Воздействие перечисленных факторов зависит от инерционно-массовых и жесткостных характеристик конструкции МЛМ, положения панелей солнечных батарей МЛМ, набора ракетных двигателей, от выбранного динамического режима [3–4].

Ввиду того, что инерциальные датчики управления (например 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 [5], возникающие от колебаний конструкции в местах установки датчиков угловых скоростей. Далее, для получения показаний датчиков угловой скорости необходимо корректировать скорость твердого тела на значения 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 [5]. Таким образом, исследование угловых колебаний конструкции является важным этапом при разработке космической техники [6]. Упругие колебания конструкции в свою очередь влияют 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 нагрузки на элементы конструкции МЛМ на разных режимах полета и оценить их прочность.

Влияние упругих колебаний солнечных батарей при моделировании углового движения МЛМ. Для учета упругости конструкции, в уравнения движения космического аппарата включается функция, учитывающая упругие добавки. При формировании этой функции для каждого упругого тона были использованы следующие уравнения [7–8]:

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

где q_n — безразмерная функция, характеризующая изменение во времени n -го тона упругих колебаний; n — общее число рассматриваемых упругих тонов; ω_n — круговая частота n -го упругого тона; $\delta_n = 0,05$ — логарифмический декремент затухания n -го упругого тона; \mathbf{F}_{Di} — сила, создаваемая i -м двигателем МЛМ ($i = 1, \dots, 42$) [3]; \mathbf{x}_{Di} — координаты i -го двигателя; $\mathbf{f}_n(x)$, $\mathbf{f}_{in}(x)$ — векторы коэффициентов упругих форм колебаний n -го тона в точке x .

Добавки к угловой скорости твердого тела в месте установки ее измерителя, вызванные упругими колебаниями конструкции, можно вычислить, используя следующее уравнение [7–8]:

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

где $\dot{\mathbf{q}}$ — N -мерный вектор, состоящий из \dot{q}_n , полученных из (1); $\mathbf{f}_i(x_1)$ — матрица размера $(3 \times N)$ коэффициентов упругих форм в месте установки датчика угловой скорости; x_1 — координаты установки датчика угловой скорости.

Для решения уравнений (1) для каждого упругого тона n была определена переходная матрица $\mathbf{M}_n(\tau)$, позволяющая через решение в момент времени t_k найти решение в момент времени t_{k+1} :

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} \|q_n(t_{k+1})\| \\ \|\dot{q}_n(t_{k+1})\| \end{pmatrix} &= \mathbf{M}_n(\tau) \begin{pmatrix} \|q_n(t_k)\| \\ \|\dot{q}_n(t_k)\| \end{pmatrix} - \left\| \frac{\sum_{i=1}^{42} [(\mathbf{f}_n(\mathbf{x}_{Di}) \mathbf{F}_{Di}) + (\mathbf{f}_{in}(\mathbf{x}_{Di}) [\mathbf{x}_{Di} \times \mathbf{F}_{Di}])]}{\omega_n^2} \right\| + \\ &+ \left\| \frac{\sum_{i=1}^{42} [(\mathbf{f}_n(\mathbf{x}_{Di}) \mathbf{F}_{Di}) + (\mathbf{f}_{in}(\mathbf{x}_{Di}) [\mathbf{x}_{Di} \mathbf{F}_{Di}])]}{\omega_n^2} \right\|. \end{pmatrix} \quad (3) \end{aligned}$$

Здесь $t_{k+1} = t_k + \tau$, где τ — шаг вычислений.

Матрица $\mathbf{M}_n(\tau)$ в (3) имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_n(\tau) &= \\ &= \frac{e^{-\frac{\delta_n \omega_n \tau}{2\pi}}}{\Omega_n} \begin{pmatrix} \frac{\delta_n \omega_n}{2\pi} \sin(\Omega_n \tau) + \Omega_n \cos(\Omega_n \tau) & \sin(\Omega_n \tau) \\ - \left[\left(\frac{\delta_n \omega_n}{2\pi} \right)^2 + (\Omega_n)^2 \right] \sin(\Omega_n \tau) & - \frac{\delta_n \omega_n}{2\pi} \sin(\Omega_n \tau) + \Omega_n \cos(\Omega_n \tau) \end{pmatrix}, \quad (4) \end{aligned}$$

где $\Omega_n = \omega_n \sqrt{1 - \frac{\delta_n^2}{4\pi^2}}$.

Для упрощения вычислений матрицы $\mathbf{M}_n(\tau)$, в (3)–(4) можно учесть, что $\frac{\delta_n^2}{4\pi^2} \ll 1$. В этом случае $\Omega_n \approx \omega_n$ и матрица $\mathbf{M}_n(\tau)$ приобретает следующий вид:

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_n(\tau) &= \\ &= \frac{e^{-\frac{\delta_n \omega_n \tau}{2\pi}}}{\omega_n} \begin{pmatrix} \frac{\delta_n \omega_n}{2\pi} \sin(\omega_n \tau) + \omega_n \cos(\omega_n \tau) & \sin(\omega_n \tau) \\ -\omega_n^2 \sin(\omega_n \tau) & -\frac{\delta_n \omega_n}{2\pi} \sin(\omega_n \tau) + \omega_n \cos(\omega_n \tau) \end{pmatrix}. \quad (5) \end{aligned}$$

Модель нагрузок. Для решения задачи определения нагрузок на элементы конструкции МЛМ в общем случае необходимо определить мгновенные значения нагрузок в некотором наборе узлов конечно-элементной модели [9] МЛМ. Пусть выбранные узлы имеют номера n_1, n_2, \dots, n_j , причем каждый из узлов n_l ($l = 1, 2, \dots, L$) принадлежит нескольким конечным элементам модели. Определим вектор из шести параметров $\mathbf{l}d\mathbf{k}_{n_l}$, осредненных по конечным элементам, содержащим данный узел:

$$\mathbf{ldk}_{nl} = (\mathbf{F}_x, \mathbf{F}_y, \mathbf{F}_z, \mathbf{M}_x, \mathbf{M}_y, \mathbf{M}_z)_{nl}^T. \quad (6)$$

В (6) приняты следующие сокращения: \mathbf{F}_x — сжимающая/растягивающая сила; \mathbf{F}_y и \mathbf{F}_z — перерезывающие силы; \mathbf{M}_x — скручивающий момент, \mathbf{M}_y и \mathbf{M}_z — изгибающие моменты сил. Перечисленные силы и моменты определены в локальной системе координат, связанной с одним из элементов модели. Пусть вектор $\mathbf{LDK}(t)$ — полный вектор текущих нагрузок, который определяется как вектор с размерностью $6L$, составленный из L векторов \mathbf{ldk}_{nl} из (6):

$$\mathbf{LDK}(t) = [\mathbf{ldk}_{n1}^T, \mathbf{ldk}_{n2}^T, \dots, \mathbf{ldk}_{nl}^T]^T.$$

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

$$\mathbf{LDK}(t) = \mathbf{LTM} \cdot \mathbf{q}(t). \quad (7)$$

Матрица \mathbf{LTM} в (7), составленная из постоянных коэффициентов, содержит $6L$ строк и N столбцов. Данная матрица была вычислена с помощью комплекса NASTRAN совместно с модальным представлением конечно-элементной модели [9]: $\{[\boldsymbol{\omega}], [\mathbf{f}], [\mathbf{f}_i]\}$ — набором собственных частот $[\boldsymbol{\omega}]_n$ и форм $[\mathbf{f}]_n, [\mathbf{f}_i]_n$, которые составляют i -ю моду упругих колебаний, $i = 1, 2, \dots, N$.

Поскольку наиболее критическими элементами конструкции МЛМ с точки зрения нагрузок являются два узла приводов солнечных батарей (СБ), то необходимо определять нагрузки на них в течение различных этапов полета. Поэтому размер матрицы нагрузок \mathbf{LTM} равен $12 \times N$.

Ввиду того, что имеются некоторые особенности интерфейса между процессами предварительного вычисления постоянных коэффициентов матрицы нагрузок \mathbf{LTM} средствами NASTRAN, требуется дополнительно провести еще некоторые операции.

Во-первых, необходимо обеспечить преобразование вектора $\mathbf{LDK}(t)$ к осям локальных систем координат, связанных с приводами солнечных батарей МЛМ, с помощью матрицы перестановок \mathbf{A}_1 :

$$\mathbf{LDK}_1(t) = \mathbf{A}_1 \mathbf{LDK}(t);$$

$$\mathbf{A}_1 = \begin{Bmatrix} \mathbf{AA} & 0 \\ 0 & \mathbf{AA} \end{Bmatrix}, \quad \mathbf{AA} = \begin{Bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{Bmatrix}. \quad (8)$$

Во-вторых, требуется совершить преобразование (8) к размерностям силы [Н] и момента [Н·м]:

$$\mathbf{LDK}_2(t) = 10^4 \mathbf{LDK}_1(t). \tag{9}$$

В-третьих, необходимо перепроектировать (9) в локальные системы координат, связанные с плоскостями солнечных батарей МЛМ:

$$\mathbf{LDK}^{SB}(t) = \mathbf{A}_2 \mathbf{LDK}_2(t), \quad \mathbf{A}_2 = \begin{pmatrix} \mathbf{A}(\gamma_2) & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{A}(\gamma_2) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \mathbf{A}(\gamma_4) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \mathbf{A}(\gamma_4) \end{pmatrix}. \tag{10}$$

В (10) $\mathbf{A}(\gamma_2)$ и $\mathbf{A}(\gamma_4)$ — матрицы размера 3×3 , определенные формулой

$$\mathbf{A}(\gamma_i) = \begin{pmatrix} 0 & -\cos(\gamma_i) & \sin(\gamma_i) \\ 0 & -\sin(\gamma_i) & -\cos(\gamma_i) \\ 1 & 0 & 0 \end{pmatrix}.$$

Здесь γ_2 и γ_4 — углы поворота правой и левой панелей солнечных батарей: СБ_{II} и СБ_{IV} соответственно.

Для того чтобы принять во внимание повороты солнечных батарей и определить углы поворота γ_2 и γ_4 , введем локальные системы координат П1XYZ1 и П2XYZ2 (рис. 1), связанные с плоскостями панелей СБ_{II} и СБ_{IV}.

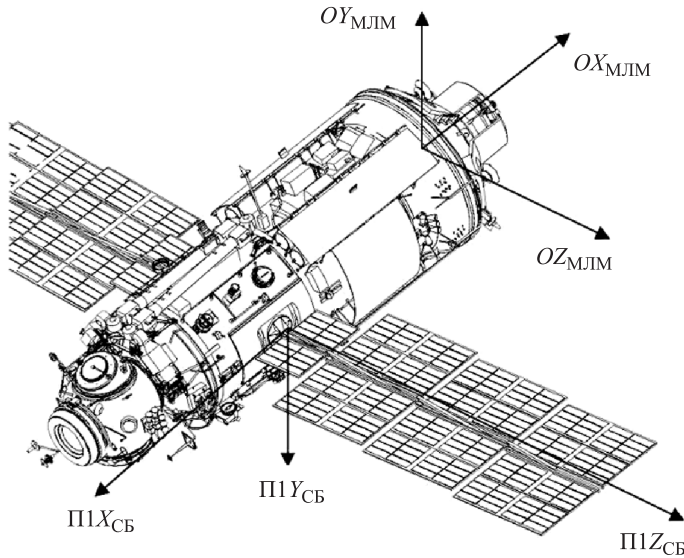


Рис. 1. Расположение СК П1XYZ1 при $\gamma_2 = 90^\circ$ относительно БСК МЛМ

Направления осей локальных систем координат П1XYZ1 и П2XYZ2 зависят от углов γ_2 и γ_4 поворотов соответствующих панелей СБ_{II} и СБ_{IV}. Данные локальные системы координат П1XYZ1 и П2XYZ2 выбраны таким образом, чтобы при углах, равных нулю, панели солнечных батарей были параллельны плоско-

сти YZ базовой системы координат МЛМ. Положительное направление поворота для каждой панели определяется по следующему правилу: против хода часовой стрелки, если смотреть вдоль оси солнечной батареи от дальнего конца к корпусу МЛМ.

Таким образом, компоненты вектора наблюдаемых параметром \mathbf{LDK}^{SB} в (10) определены в локальных системах координат П1XYZ1 и П2XYZ2.

Компоненты вектора \mathbf{LD}_{lim} (вектора предельно допустимых нагрузок) определены с использованием прочностных характеристик материалов, из которых изготовлены приводы СБ МЛМ. Данные векторы предельно допустимых нагрузок также определены в локальных системах координат П1XYZ1 и П2XYZ2. В общем случае, вектор \mathbf{LD}_{lim} — имеет 12 компонент (для двух различных узлов), при этом $\mathbf{LD}_{limj} = \mathbf{LD}_{limj+6}$, $j = 1, 2, \dots, 6$. Однако для решения задачи определения прочности рассматриваемых приводов солнечных батарей требуется контролировать только следующие параметры: T_x^{SBII} , T_x^{SBIV} и T_y^{SBII} , T_y^{SBIV} . Для этого в качестве исходных данных задаются модули амплитуд нагрузок и допустимое число циклов нагружений N_{CYCL} с этими амплитудами.

Также дополнительно контролируется следующее условие:

$$\sqrt{(T_x^{SBII})^2 + (T_y^{SBII})^2} \leq 390, \quad \sqrt{(T_x^{SBIV})^2 + (T_y^{SBIV})^2} \leq 390.$$

В табл. 1 приведены значения предельно допустимых нагрузок и число циклов нагружений для каждой из них.

Таблица 1

Предельно допустимые нагрузки и число циклов нагружений

Номер цикла	В плоскости СБ			
	$\mathbf{LD}_{lim4}, \mathbf{LD}_{lim10}, (T_x^{SBII}, T_x^{SBIV})$		$\mathbf{LD}_{lim5}, \mathbf{LD}_{lim11}, (T_y^{SBII}, T_y^{SBIV})$	
	Момент, Н·м	N_{CYCL}	Момент, Н·м	N_{CYCL}
1	2080	50	3730	50
2	1670	100	2940	100
3	1470	250	2550	250
4	980	2500	2210	500
5	490	25000	1470	1000
6	Нет данных	Нет данных	980	2500
7	Нет данных	Нет данных	490	25000

Результаты моделирования. Для мониторинга уровня нагрузок на приводы СБ на различных режимах полета МЛМ их расчет был интегрирован в состав автоматизированного рабочего места разработчика алгоритмов СУДН и было проведено моделирование для разных участков автономного полета МЛМ: гашение начальных угловых скоростей, построение орбитальной системы координат, коррекция орбиты, сближение, облет и причаливание к МКС. В состав

автоматизированного рабочего места разработчика алгоритмов СУДН МЛМ входит все бортовое программное обеспечение СУДН (безплатформенная инерциальная навигационная система [10], диспетчер режимов, программы управления бортовой аппаратурой СУДН и исполнительными органами, а также программы различных режимов [11]), модель динамики и бортовых систем; модели аппаратуры системы управления движением и внешней среды; модель упругих колебаний конструкции МЛМ; сервисное программное обеспечение.

Моделирование показало, что наиболее динамически насыщенными режимами полета МЛМ с точки зрения нагрузок являются следующие маневры: маневр коррекции орбиты с использованием одного двигателя коррекции и сближения (ДКС); маневр коррекции орбиты с использованием двух ДКС; маневр разворота МЛМ вокруг продольной оси.

Маневр коррекции орбиты с использованием одного ДКС применяется при необходимости приращения характеристической скорости для изменения параметров орбиты МЛМ при сближении с МКС. Продолжительность режима зависит от требуемого приращения характеристической скорости. Для примера можно использовать маневр коррекции орбиты с приращением характеристической скорости 20 м/с, продолжительность которого составляет ~100 с. В табл. 2 приведены экстремальные значения контролируемых параметров и время их регистрации от начала режима коррекции орбиты. Следует отметить, что при моделировании режим коррекции орбиты был построен таким образом, что включение ДКС происходит приблизительно на 28 минуте от начала режима. Таким образом, из результатов моделирования следует, что все превышения уровней нагрузок возникают во время работы ДКС.

Таблица 2

Экстремальные значения параметров и время их регистрации в режиме выдачи корректирующего импульса на ДКС₁

Параметр	Экстремальное значение, Н·м	Время регистрации, с
T_x^{SBII}	-625,9627	1757,72
T_y^{SBII}	344,8671	1760,57
$ T_x^{SBII} + T_y^{SBII} $	621,1445	1756,83
T_x^{SBIV}	629,9657	1760,52
T_y^{SBIV}	-365,5139	1757,7
$ T_x^{SBII} + T_y^{SBII} $	656,5361	1758,63

Сравнение допустимых нагрузок из табл. 2 и 1 показывает, что экстремальные значения параметров превышают минимальные из предельно допустимых нагрузок. Анализ циклов нагружений для данного этапа полета представлен в табл. 3. На рис. 2, 3 приведены анализируемые параметры в процессе маневра коррекции орбиты во время работы ДКС. Штриховыми линиями на рис. 2, 3 выделены участки работы корректирующего двигателя. Увеличенный уровень

нагрузок после окончания его работы обусловлен разворотом из ориентации, в которой выполнялась коррекция орбиты, в орбитальную систему координат.

Таблица 3

Анализ циклов нагружений в режиме выдачи корректирующего импульса на ДКС₁

Момент, Н·м	Число нагружений			
	T_x^{SBII}	T_x^{SBIV}	T_y^{SBII}	T_y^{SBIV}
490	19	16	0	0
980	0	0	0	0
1470	0	0	0	0
1670	0	0	Нет данных	
2080	0	0	—	
2210	Нет данных		0	0
2250	—		0	0
2940	—		0	0
3730	—		0	0

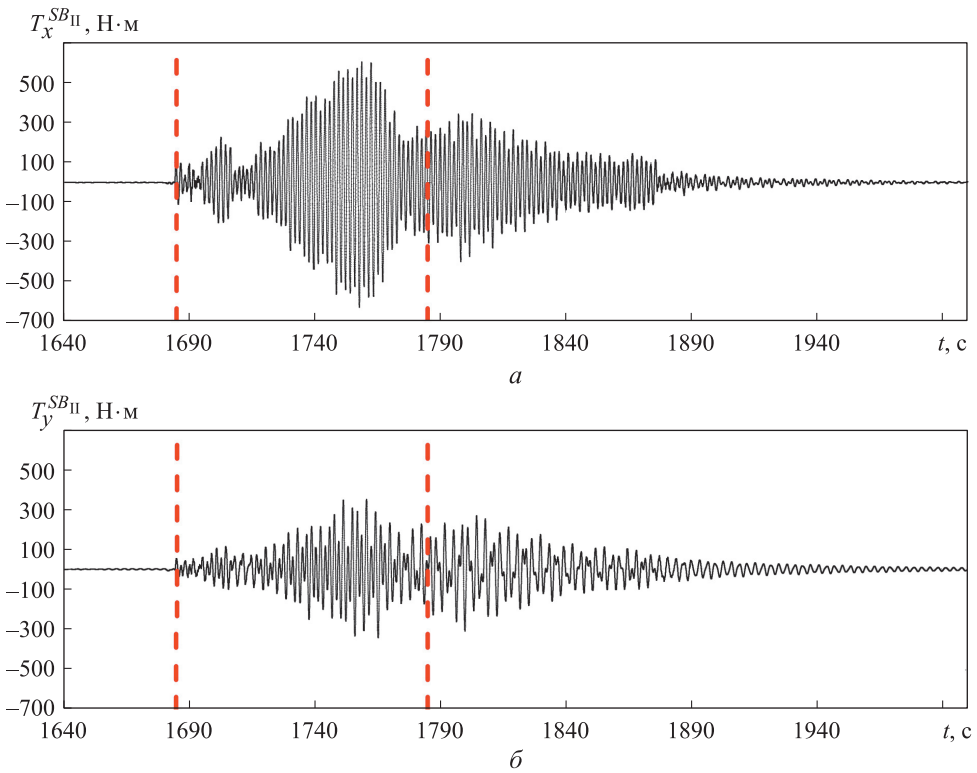


Рис. 2. Изменение изгибающих моментов T_x^{SBII} (а) и T_y^{SBII} (б) в режиме выдачи корректирующего импульса на ДКС₁

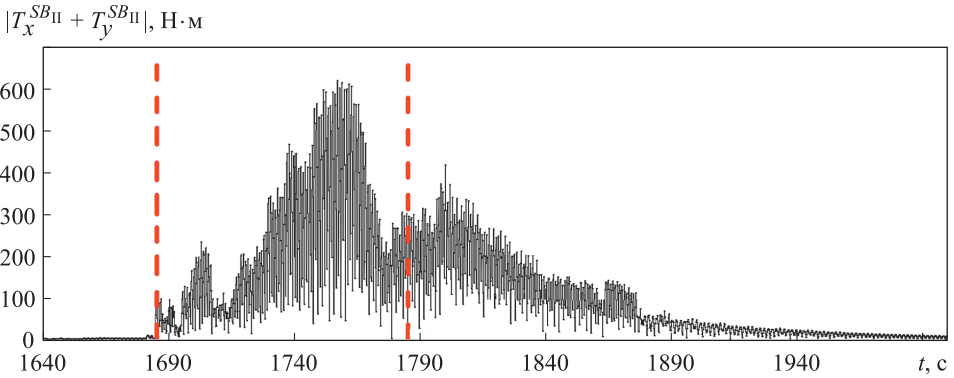


Рис. 3. Изменение модуля суммы изгибающих моментов $|T_x^{SBII} + T_y^{SBII}|$ в режиме выдачи корректирующего импульса на ДКС₁

В данном режиме коррекции орбиты с использованием одного корректирующего двигателя имеются незначительные превышения, которые мало влияют на прочность конструкции (см. табл. 3 и рис. 2, 3).

Другим наиболее динамически насыщенным режимом является маневр коррекции орбиты с одновременным использованием двух ДКС. Для примера можно использовать маневр коррекции орбиты с приращением характеристической скорости 50 м/с, продолжительность которого составляет около 160 с.

В табл. 4 приведены экстремальные значения необходимых параметров и время их регистрации от начала процесса моделирования. Как и в предыдущем случае, режим коррекции орбиты на двух корректирующих двигателях построен таким образом, что включение данных двигателей происходит после ~28 мин от начала режима.

Таблица 4

Экстремальные значения параметров и время их регистрации в режиме выдачи корректирующего импульса на двух ДКС

Параметр	Экстремальное значение момента, Н·м	Время регистрации, с
T_x^{SBII}	472,3754	1815,34
T_y^{SBII}	252,9176	1787,74
$ T_x^{SBII} + T_y^{SBII} $	463,1931	1815,43
T_x^{SBIV}	475,2799	1787,72
T_y^{SBIV}	267,8791	1815,31
$ T_x^{SBII} + T_y^{SBII} $	451,3722	1787,83

Экстремальные значения параметров при коррекции двумя ДКС, в отличие от коррекции орбиты на одном двигателе, не превышают минимальных значений предельно допустимых нагрузок (см. табл. 4 и 1). Это вызвано взаимной

компенсацией газодинамических моментов от разных ДКС в этом режиме [11], в то время как при использовании одного ДКС газодинамический момент компенсируется путем включения двигателей малой тяги. Таким образом, ввиду того что нагрузки в рассматриваемом режиме находятся в допустимых пределах, анализ циклов нагружений не требуется. На рис. 4, 5 приведены анализируемые параметры в процессе маневра коррекции орбиты.

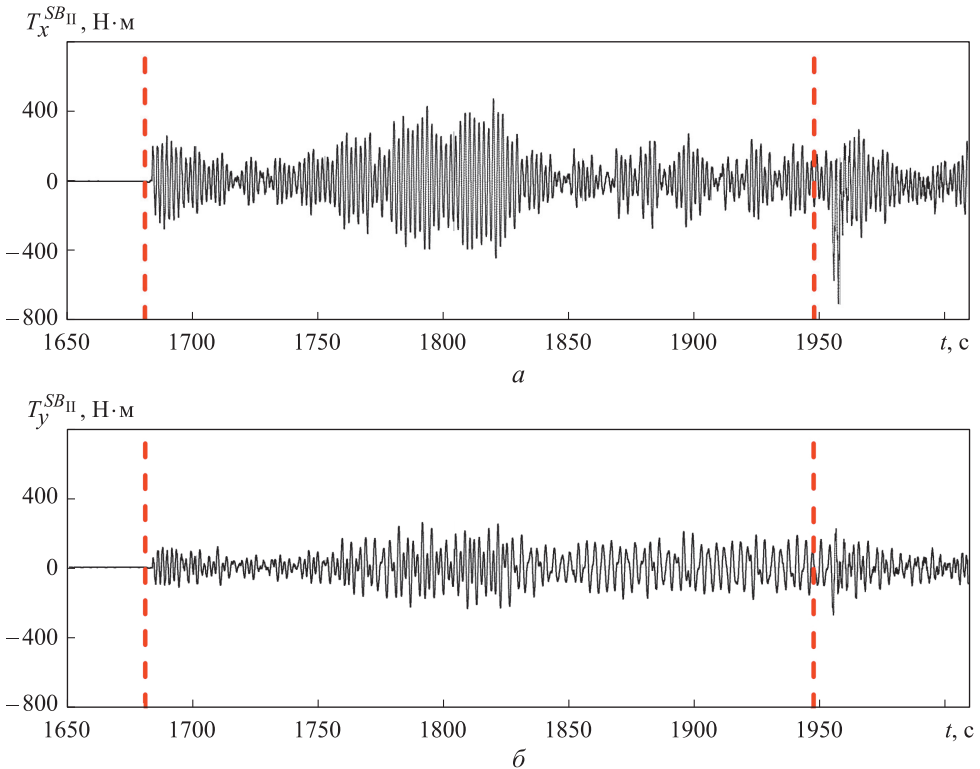


Рис. 4. Изменение изгибающих моментов $T_x^{SBП}$ (а) и $T_y^{SBП}$ (б) в режиме выдачи корректирующего импульса на двух ДКС

Штриховыми прямыми на рис. 4, 5 выделены участки работы ДКС. Увеличенный уровень нагрузок после окончания работы ДКС (см. рис. 4, 5) также обусловлен разворотом из ориентации, в которой выполнялась коррекция орбиты в орбитальную систему координат.

Моделирование различных режимов движения МЛМ показало, что упругие колебания конструкции в наибольшей степени возбуждаются при включении двигателей, создающих моменты по крену вокруг продольной оси МЛМ, когда плоскости панелей СБ параллельны продольной плоскости МЛМ ($Ox_{МЛМ}z_{МЛМ}$, см. рис. 1). Это обусловлено особенностями самой конструкции МЛМ, имеющей в своем составе длинные упругие элементы в виде панелей СБ, а также тем фактом, что момент инерции относительно продольной оси гораздо меньше моментов инерции относительно поперечных осей. Поэтому для анализа возни-

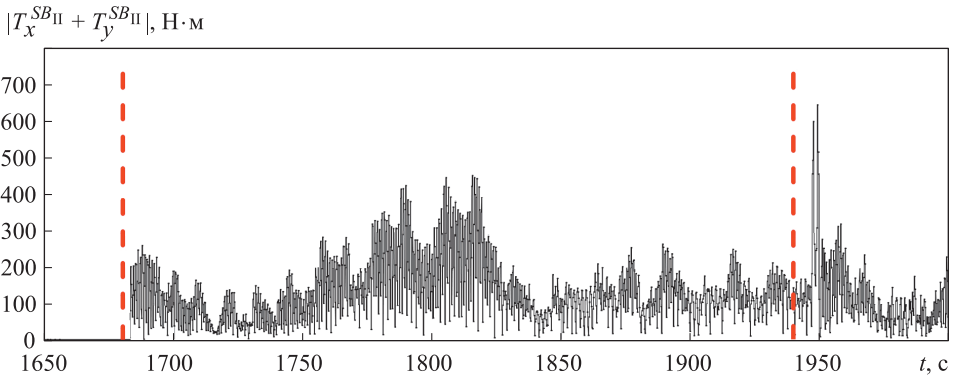


Рис. 5. Изменение модуля суммы изгибающих моментов $|T_x^{CBII} + T_y^{CBII}|$ в режиме выдачи корректирующего импульса на двух ДКС

кающих нагрузок также было проведено моделирование разворота вокруг продольной оси на угол, близкий к 180° , на двух различных режимах (стандартный двухминутный разворот и разворот с максимальной скоростью $3^\circ/\text{с}$). Продолжительности разворотов примерно равны 120 с и 80 с для разворота за 2 мин и разворота с максимальной скоростью. Моделирование показало, что наиболее динамически насыщенным с точки зрения нагрузок является разворот с максимальной скоростью.

В табл. 5 приведены экстремальные значения анализируемых параметров и время их регистрации от начала процесса моделирования. При моделировании разворот вокруг продольной оси МЛМ начинался на 20 мин от начала моделирования.

Таблица 5

Экстремальные значения параметров и время их регистрации во время разворота вокруг продольной оси

Параметр	Экстремальное значение момента, Н·м	Время регистрации, с
T_x^{SBII}	-1058,186	1266,41
T_y^{SBII}	-462,9004	1268,2
$ T_x^{SBII} + T_y^{SBII} $	1109,369	1266,43
T_x^{SBIV}	-995,4295	1266,41
T_y^{SBIV}	-501,3547	1266,53
$ T_x^{SBII} + T_y^{SBII} $	1108,359	1266,43

Экстремальные значения параметров так же, как и при коррекции орбиты с использованием одного ДКС, превышают минимальные из предельно допустимых нагрузок (см. табл. 5 и 1). Анализ циклов нагружений для данного этапа полета приведен в табл. 6.

Анализ циклов нагружений во время разворота вокруг продольной оси

Момент, Н·м	Число нагружений			
	T_x^{SBII}	T_x^{SBIV}	T_y^{SBII}	T_y^{SBIV}
490	39	38	0	1
980	1	1	0	0
1470	0	0	0	0
1670	0	0	Нет данных	
2080	0	0	—	
2210	Нет данных		0	0
2550	—		0	0
2940	—		0	0
3730	—		0	0

На рис. 6, 7 показано изменение анализируемых параметров. Штриховыми прямыми выделен временной интервал, на котором непосредственно происходит разворот. После окончания разворота на графиках (см. рис. 6, 7) виден процесс затухания колебаний, возникших в результате работы двигателей ориентации.

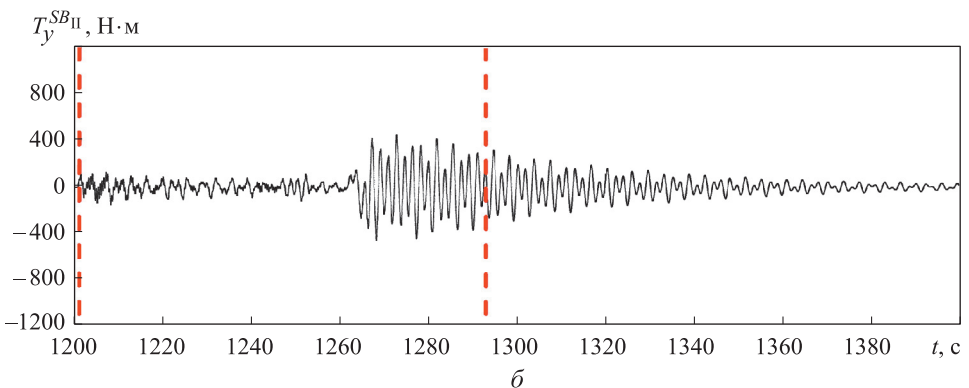
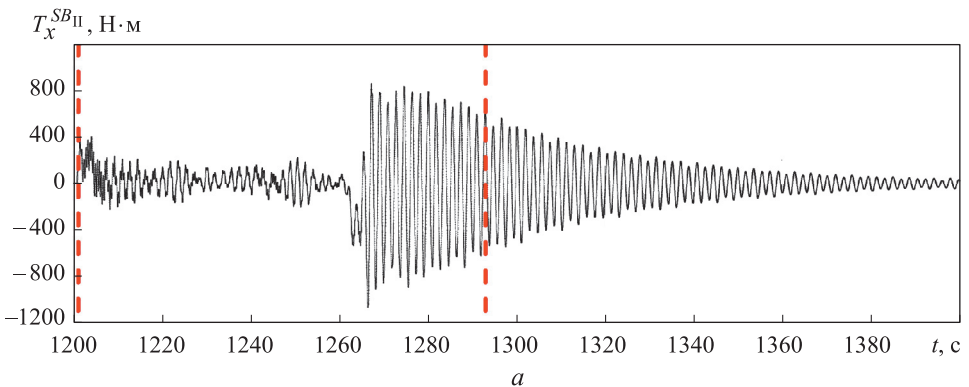


Рис. 6. Изменение изгибающих моментов T_x^{SBII} (а) и T_y^{SBII} (б) во время разворота вокруг продольной оси

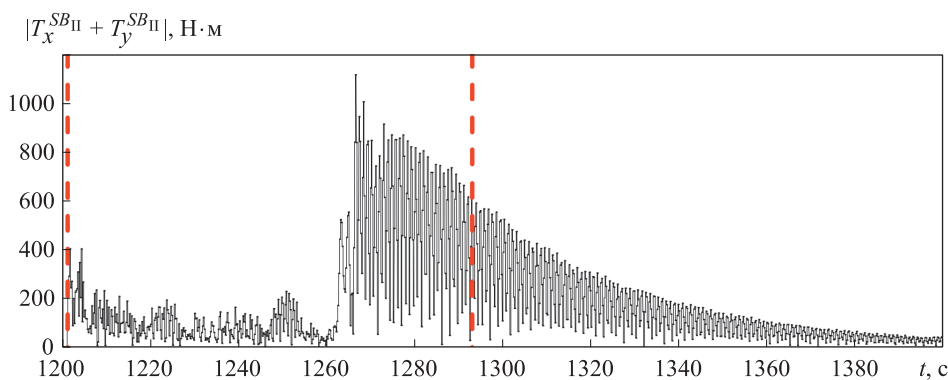


Рис. 7. Изменение модуля суммы изгибающих моментов $|T_x^{SB\Pi} + T_y^{SB\Pi}|$ во время разворота вокруг продольной оси

Из данных табл. 6 и рис. 6, 7 следует, что при развороте вокруг продольной оси МЛМ имеются незначительные превышения моментов, которые так же, как и на режиме коррекции орбиты, мало влияют на прочность конструкции.

Заключение. Для оценки прочности конструкции МЛМ определены воздействия работы исполнительных органов на приводы солнечных батарей МЛМ МКС для различных этапов полета. Алгоритмы расчета нагрузок на приводы интегрированы в состав автоматизированного рабочего места разработчика алгоритмов системы управления движением и навигации, в рамках которого создан формат для контроля сил и моментов, действующих на приводы солнечных батарей в результате работы системы управления движением. Проведено моделирование различных этапов полета. В результате анализа моделирования выявлено, что незначительное превышение допустимых нагрузок происходит при работе ДКС и при пространственных разворотах вокруг продольной оси МЛМ. Однако число циклов нагружения на 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. URL: <http://www.energia.ru/ktt/archive/2013/02-2013/02-01.pdf>
2. Прутько А.А., Сумароков А.В. Разработка модели нагрузок на элементы Многоцелевого лабораторного модуля на автономном участке полета // Навигация и управление движением. Материалы XVIII конференции молодых ученых. СПб.: Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016. С. 516–522.
3. 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. СПб.: Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2010. С. 157–164.
4. Сумароков А.В. Управление движением Многоцелевого лабораторного модуля посредством двигательной установки // Труды РКТ. Серия 12. Вып. 3. Королёв, 2012. С. 12–16; 87–90.

5. Сумароков А.В., Тимаков С.Н. Об одной адаптивной системе управления угловым движением спутника связи // Известия РАН. Теория и системы управления. 2008. № 5. С. 131–141.
6. Датчик угловых ускорений для стендовых исследований микровибрации систем высокоточного наведения и стабилизации линии визирования научной аппаратуры / М.И. Борисов, С.А. Владыкин, Г.С. Жартовский, Д.С. Ложкин, П.А. Пахмутов, Д.В. Почекутов, А.В. Сумароков, С.В. Федосеев // Космическая техника и технологии. 2016. № 2. С. 62–69.
7. Тимаков С.Н., Жирнов А.В. Алгоритм диагностики отказов двигателей ориентации МКС на основе самонастраивающейся бортовой модели динамики углового движения // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2016. № 4. С. 98–114.
DOI: 10.18698/0236-3933-2016-4-98-114
8. Тимаков С.Н., Жирнов А.В. Алгоритм активного демпфирования упругих колебаний конструкции Международной космической станции // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2014. № 3. С. 37–53.
9. Галлагер Р. Метод конечных элементов. Основы / пер. с англ. М.: Мир, 1984. 428 с.
10. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М.: Наука, 1992. 280 с.
11. Гладышев А.Д., Сумароков А.В. Алгоритмы оценки параметров движения космического аппарата // Навигация и управление движением. Материалы XV конференции молодых ученых. СПб.: Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2013. С. 202–209.

Прутько Алексей Александрович — инженер-математик 3 категории РКК «Энергия» им. С.П. Королёва (Российская Федерация, 141070, Московская обл., г. Королёв, ул. Ленина, д. 4а), аспирант Московского физико-технического института (государственного университета) (Российская Федерация, 141700, Московская обл., г. Долгопрудный, Институтский переулок, д. 9).

Сумароков Антон Владимирович — канд. физ.-мат. наук, старший научный сотрудник РКК «Энергия» им. С.П. Королёва (Российская Федерация, 141070, Московская обл., г. Королёв, ул. Ленина, д. 4а).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Прутько А.А., Сумароков А.В. О нагрузках на элементы конструкции Многоцелевого лабораторного модуля на автономном участке полета // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2017. № 2. С. 123–138. DOI: 10.18698/0236-3933-2017-2-123-138

ON THE LOADS ON MULTIPURPOSE LABORATORY MODULE CONSTRUCTION ELEMENTS DURING THE AUTONOMOUS FLIGHT PHASE

A.A. Prut'ko^{1,2}

aleksej.pa@gmail.com

A.V. Sumarokov¹

anton.sumarokov@rsce.ru

¹ S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, Korolev,
Moscow Region, Russian Federation

² Moscow Institute of Physics and Technology (State University), Dolgoprudny,
Moscow Region, Russian Federation

Abstract

This purpose of this work was to solve the task of estimating multipurpose laboratory module construction strength. Algorithms for calculating the loads on the solar array drive assembly are integrated into a closed motion simulation loop as part of the workstation of guidance, navigation and control system algorithms developer. In the modeling process on each computational cycle when the actuators (whose function is performed by jet engines) were working, we calculated the loads on solar battery drives. As a part of the stand we built the format for controlling the forces and moments acting on the solar array drive assembly as a result of the work of guidance, navigation and control system. Moreover, we managed to implement the control of critical load level excess

Keywords

International Space Station, multipurpose laboratory module, Russian segment, eigenfrequencies, loads on construction, guidance, navigation and control system

REFERENCES

- [1] Legostaev V.P., Markov A.V., Sorokin I.V. The ISS Russian segment utilization: research accomplishments and prospects. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space Engineering and Technologies], 2013, no. 2, pp. 3–18 (in Russ.). Available at: <http://www.energia.ru/ktt/archive/2013/02-2013/02-01.pdf>
- [2] Prut'ko A.A., Sumarokov A.V. Development of load model for elements of multipurpose laboratory module on autonomous flight phase. *Navigatsiya i upravlenie dvizheniem. Materialy XVIII konf. molodykh uchenykh* [Navigation and movement control. Proc. XVIII conf. of young scientists]. Sankt-Petersburg, Kontsern "TsNII "Elektropribor" Publ., 2016, pp. 516–522 (in Russ.).
- [3] Sumarokov A.V. On movement control on multirole laboratory module by means of jet engine on autonomous flight segment. *Navigatsiya i upravlenie dvizheniem. Materialy XIV konf. molodykh uchenykh* [Navigation and movement control. Proc. XIV conf. of young scientists]. Sankt-Petersburg, Kontsern "TsNII "Elektropribor" Publ., 2010, pp. 157–164 (in Russ.).
- [4] Sumarokov A.V. Upravlenie dvizheniem mnogotselevogo laboratornogo modulya posredstvom dvigatel'noy ustanovki [Movement control of multirole laboratory module by means of propulsion installation]. *Trudy RKT. Seriya 12. Vyp. 3.* [Proc. RKT. Ser. 12. Iss. 3.]. Korolev, 2012, pp. 87–90, pp. 12–16 (in Russ.).
- [5] Sumarokov A.V., Timakov S.N. On an adaptive control system for angular motion of a communication satellite. *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya*, 2008, no. 5, pp. 131–141 (in Russ.). (Eng. version of journal: *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2008, vol. 47, no. 5, pp. 795–805. DOI: 10.1134/S1064230708050134 Available at: <http://link.springer.com/article/10.1134%2FS1064230708050134>)
- [6] Borisov M.I., Vladykin S.A., Zhartovskiy G.S., Lozhkin D.S., Pakhmutov P.A., Pochekutov D.V., Sumarokov A.V., Fedoseev S.V. Angular accelerometer for bench microvibration testing of high-precision guidance and stabilization system for line-of-sight of science hardware. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space Engineering and Technologies], 2016, no. 2, pp. 62–69 (in Russ.).

- [7] Zhirnov A.V., Timakov S.N. Algorithm of thruster failure detection for the International space station based on self-adjusting onboard model of angular motion dynamics. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Priborostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Instrum. Eng.], 2016, no. 4, pp. 98–114. DOI: 10.18698/0236-3933-2016-4-98-114
- [8] Timakov S.N., Zhirnov A.V. Algorithm of active damping of elastic oscillations of the international space station construction. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Priborostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Instrum. Eng.], 2014, no. 3, pp. 37–53.
- [9] Gallagher R.H. Finite element analysis: fundamentals. Prentice-Hall, 1974, 420 p. (Russ. ed.: *Metod konechnykh elementov. Osnovy.* Moscow, Mir Publ., 1984. 428 p.).
- [10] Branets V.N., Shmyglevskiy I.P. Vvedenie v teoriyu besplatformennykh inertial'nykh navigatsionnykh system [Introduction to theory of gimballess inertial navigation systems]. Moscow, Nauka Publ., 1992. 280 p.
- [11] Gladyshev A.D., Sumarokov A.V. Evaluation algorithm for spacecraft motion variables. *Navigatsiya i upravlenie dvizheniem. Materialy XV konf. molodykh uchenykh* [Navigation and movement control. Proc. XV conf. of young scientists]. Sankt-Petersburg, Kontsern "TsNII "Elektropribor" Publ., 2013, pp. 202–209.

Prut'ko A.A. — third category engineer-mathematician of S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (Lenina ul. 4a, Korolev, Moscow Region, 141070 Russian Federation); post-graduate student of Moscow Institute of Physics and Technology (State University) (Institutskiy pereulok 9, Dolgoprudny, Moscow Region, 141700 Russian Federation).

Sumarokov A.V. — Cand. Sc. (Phys.-Math.), Senior Research Scientist of S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (Lenina ul. 4a, Korolev, Moscow Region, 141070 Russian Federation).

Please cite this article in english as:

Prut'ko A.A., Sumarokov A.V. On the Loads on Multipurpose Laboratory Module Construction Elements During the Autonomous Flight Phase. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Priborostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Instrum. Eng.], 2017, no. 2, pp. 123–138. DOI: 10.18698/0236-3933-2017-2-123-138