

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЛИЯНИЯ ТЕПЛОВЫХ НАГРУЗОК НА ПАРАМЕТРЫ УПРУГИХ КОЛЕБАНИЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

С. А. Алексеев, О. П. Клишев, Н. В. Скоморохов,
А. О. Меняйло, А. С. Петряков

В последние годы возросли требования к точности предсказательного моделирования орбитального движения космического аппарата, что привело к необходимости решения связанных мультидисциплинарных задач математической физики. Слабо исследованной областью является влияние температурных эффектов на динамику космического аппарата. Это объясняется высокой сложностью или даже невозможностью проведения соответствующей экспериментальной отработки. В работе приведена методика расчета влияния солнечного излучения на изменение характеристики упругих колебаний конструкций космического аппарата. Исследуется изменение собственных частот и форм колебаний. Для решения поставленной задачи разработана температурная модель космического аппарата. Описан механизм влияния температурных деформаций и напряжений на параметры колебаний космических конструкций, а также приведена математическая постановка расчетов собственных форм и частот предварительно нагруженной и деформированной конструкции. В работе описаны эффекты от изменения характеристик материалов в зависимости от температуры. На примере расчета собственных колебаний демонстрационного космического аппарата показано, что результаты расчета собственных частот за счет нагрева могут изменяться до 2,9% по сравнению с численным экспериментом при нормальных условиях. Пример демонстрирует, что частоты колебаний одинаковых крыльев солнечных батарей за счет разницы в их температуре могут иметь различные значения.

Ключевые слова: математические модели, упругие колебания, температурные деформации, начальные напряжения, начальные деформации, крупногабаритные космические конструкции, нелинейное деформирование.

Введение

Детальное моделирование процессов, влияющих на функционирование космического аппарата (КА) и качество целевой информации, – важнейшая задача инженеров при проектировании, наземной отработке и эксплуатации изделий ракетно-космической техники.

Особое влияние на орбитальную динамику КА оказывают упругие колебания крупногабаритных трансформируемых конструкций (солнечные батареи (СБ), локаторы, антенны и т. п.) [1, 2]. Параметры колебаний упругих конструкций определяются их собственными частотами (СЧ) и формами колебаний в различных условиях закрепления.

При орбитальном движении КА периодически пересекает освещенные Солнцем и теневые участки траектории полета. Таким образом, тепловой режим КА может существенно изменяться на одном витке орбиты [3]. Также тепловой режим конструкций КА может меняться в зависимости от направления потока солнечного излучения, падающего на конструкцию во время движения КА по освещенному участку орбиты, а также в зависимости от обеспечения температурного режима КА. Температурная нагрузка нелинейно влияет на колебательные характеристики КА, что существенно усложняет задачу определения упругих колебаний конструкций КА в конкретной точке траектории полета. Для обеспечения требований точности моделирования функционирования КА ставится задача описания состояния КА под действием переменного излучения.

Отечественная технология экспериментальной отработки изделий не позволяет определять характеристики упругих колебаний конструкции КА

при воздействии солнечного излучения на всех участках орбитального полета.

Поэтому разработка численных методов расчета температурных полей, температурных напряжений и деформаций и определение собственных форм и частот упругих колебаний конструкции КА относительно нового равновесного состояния с учетом начальных напряжений становится актуальной.

Влияние полей температуры конструкции на ее колебания частично описано в работах [4, 5]. В них рассматриваются угловые ускорения, которые возникают в результате изгиба конструкции КА. В работах [6–8] рассмотрено влияние температурной нагрузки на вынужденные колебания стержней и пластин.

В настоящей работе рассматриваются основы численного моделирования частотных характеристик упругих конструкций КА в зависимости от их температурного состояния.

Тепловая модель космического аппарата

Рассматривается тепловая модель КА в средовых условиях космического полета (рис. 1).

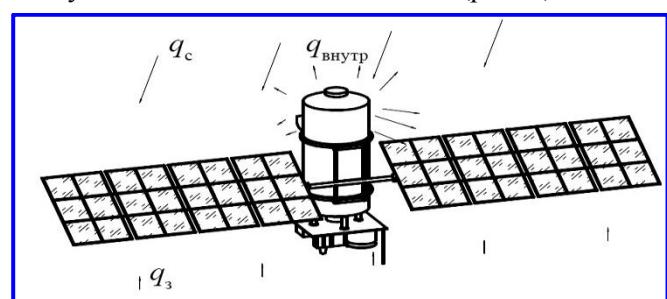


Рис. 1. Схема потоков излучения, падающих на космический аппарат: q_c – солнечных; $q_{\text{внутр}}$ – отраженного солнечного; q_z – собственного излучения Земли

С освещенной стороны на КА падает поток солнечного излучения q_c , с другой – поток собственного излучения Земли q_z и поток отраженного солнечного излучения $q_{\text{внутр}}$. Конструкции КА могут переотражать излучение. Для обеспечения температурных режимов служебные системы и полезная нагрузка могут обладать контурами активного и пассивного терморегулирования. В конструкциях учитывается теплопроводность.

Для описания теплового состояния КА решается задача нестационарной теплопроводности:

$$c\rho \frac{\partial T}{\partial t} = \operatorname{div}(\aleph \cdot \operatorname{grad}(T)) + f(x, y, z) \in \Omega, \quad (1)$$

где $c(x, y, z, T)$ – удельная теплоемкость; $\rho = \rho(x, y, z, T)$ – плотность материала; $\aleph = \aleph(x, y, z, T)$ – коэффициент теплопроводности; $\operatorname{grad}(T)$ – вектор градиент; f определяет мощность внутренних источников и стоков; Ω – рассматриваемое тело.

Добавление в задачу внешнего излучения осуществляется посредством введения граничного условия третьего рода (2). Оно формируется на границе исследуемого тела $\partial\Omega$:

$$\aleph \frac{\partial T}{\partial n} + \int_{\partial\Omega} q ds = 0, \quad (x, y, z) \in \partial\Omega, \quad (2)$$

где n – нормаль к участку поверхности; q – результирующий поток излучения;

$$q(M, t) = \varepsilon \sigma T^4(M, t) - \int_{\partial\Omega'} \sigma T^4(P, t) \frac{1}{\pi r^2} \times \\ \times \cos(n(P), r) \cos(n(M), r) ds', \quad (3)$$

где ε – степень черноты; $\partial\Omega' = \partial\Omega'(M)$ – часть границы тел, которая видна из точки M ; M, P – точки на поглощающей и излучающей поверхностях, соответственно; $n(M), n(P)$ – нормали к поглощающей и излучающей поверхностям в точках M и P , соответственно.

Решая параболическое уравнение (1) с граничными условиями (2) – (3), получаем распределение температур в конструкции КА. Для объектов, состоящих из большого набора тел сложной формы, решается сеточная задача. Методы решения подробно описаны в [9].

Математическая модель термодеформаций конструкций космического аппарата

Напряженно-деформированное состояние (НДС), вызванное температурным расширением материалов, может существенно менять свойства и геомет-

рию конструкций КА. Особенности граничных условий тепловой задачи для космического пространства дают изменяющееся поле температур с существенными градиентами. Конструкции в таком поле температур приобретают деформации с ярко выраженным направлениями изгиба и поля напряжений.

Задача нахождения упругих напряжений и перемещений, вызванных неравномерным распределением тепла в конструкциях КА в линейной постановке описывается [3, 9] уравнениями равновесия, теплопроводности, соотношением Дюамеля – Неймана и уравнениями Коши, которые можно представить в виде:

$$\begin{aligned} \mathbf{A}\boldsymbol{\sigma} &= -\mathbf{x} - \rho\ddot{\mathbf{u}}; \\ \Delta T - \frac{c\rho}{k} \dot{T} - \frac{(3\lambda - 2\nu)\alpha T_0}{k} \dot{\vartheta} &= 0; \\ \boldsymbol{\sigma} &= K(\boldsymbol{\varepsilon} - \boldsymbol{\varepsilon}_{el}); \\ \boldsymbol{\varepsilon} &= A'u, \end{aligned} \quad (4)$$

где $\dot{\vartheta}$ – первая производная первого инварианта тензора деформаций; k, c – коэффициенты теплопроводности и теплоемкости, соответственно; λ, ν – постоянные Ламе; \mathbf{A} – матрица коэффициентов линейного термического расширения (КЛТР) материала;

$$\mathbf{A} = \begin{vmatrix} \frac{\partial}{\partial x} & 0 & 0 & 0 & \frac{\partial}{\partial z} & \frac{\partial}{\partial y} \\ 0 & \frac{\partial}{\partial y} & 0 & \frac{\partial}{\partial z} & 0 & \frac{\partial}{\partial x} \\ 0 & 0 & \frac{\partial}{\partial z} & \frac{\partial}{\partial y} & \frac{\partial}{\partial x} & 0 \end{vmatrix} \quad \text{– дифференциальный оператор; } \boldsymbol{\sigma} = \{\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z, \tau_{yz}, \tau_{zx}, \tau_{xy}\}^T \quad \text{– вектор напряжений; } \mathbf{u} = \{uvw\}^T \quad \text{– вектор перемещений; } \mathbf{x} = \{XYZ\}^T \quad \text{– вектор массовых сил; } \rho \quad \text{– плотность.}$$

Исходя из (4), соотношения Дюамеля – Неймана можно переписать в следующем виде:

$$\sigma_0 = K(A'u - (T - T_0)\{\alpha_{x1} \alpha_{x2} \alpha_{x3} 0 0 0\}). \quad (5)$$

Зависимость коэффициента температурного расширения от температуры

Выражение (5) действительно для случаев, когда КЛТР материала во всех направлениях постоянен вне зависимости от температуры материала. Однако такое допущение можно принять только в ограниченном температурном диапазоне. Другое ограничение на выражение (6) накладывает условие, состоящее в том, что T_0 соответствует температуре, при которой НДС от термодеформаций принимается нулевым. Если КЛТР материала сильно изменяется в зависимости от температуры

и/или необходимо определить термодеформации относительно преднапряженного состояния, используется экспериментально определенная зависимость $\alpha(T)$. Тогда (5) принимает форму вида:

$$\sigma_0 = K(A'u - (T - T_0)\{\alpha_{x1}^* \alpha_{x2}^* \alpha_{x3}^* 0 0 0\}), \quad (6)$$

где α_{x1}^* , α_{x2}^* , α_{x3}^* – интегральные величины, средние значения КЛТР на диапазоне температур T (7);

$$\alpha_{xi}^* = \int_T T_0 \frac{\alpha_{xi}^{MTH}}{T - T_0} dT, \quad (7)$$

где α_{xi}^{MTH} – мгновенное значение КЛТР.

В случае, когда температура, при которой деформации конструкции принимаются равными нулю, не равна температуре определения КЛТР материала, необходимо учесть разницу между КЛТР при температуре определения T_0 и температуре отсутствия деформаций T_{opt} . Рассмотрим выражения для деформаций относительно этих двух температур:

$$\varepsilon_0 = \int_{T_0}^T \alpha_{MTH} dT = \alpha^{0*}(T)(T - T_0); \quad (8)$$

$$\varepsilon_{opt} = \int_{T_{opt}}^T \alpha_{MTH} dT = \alpha^{opt*}(T)(T - T_{opt}). \quad (9)$$

В выражении (8) α^{0*} – величина, получаемая из справочной литературы. В выражении (9) α^{opt*} – величина, которую необходимо определить и использовать как исходную для расчета. Выражение (8) можно представить как сумму:

$$\int_{T_0}^T \alpha_{MTH} dT = \int_{T_0}^{T_{opt}} \alpha_{MTH} dT + \int_{T_{opt}}^T \alpha_{MTH} dT. \quad (10)$$

Таким образом, из (8) – (10) можно выразить α^{opt*} :

$$\alpha^{opt*}(T) = \alpha^{0*}(T)(T - T_{opt}) + \alpha^{0*}(T)(T_{opt} - T_0) - \alpha^{0*}(T_{opt})(T_{opt} - T_0). \quad (11)$$

Определение частотных характеристик упругих конструкций космического аппарата с учетом приложенного к ним температурного нагружения

Влияние температурного нагружения на частотные характеристики упругой космической конструкции можно разделить на три основных типа:

- эффект изменения жесткости напряженной конструкции;

- эффект от изменения геометрии тела вследствие температурного расширения;

- изменение жесткости из-за изменения модуля упругости.

Далее каждый эффект описан по отдельности.

Изменение частот напряженной конструкции

Наиболее наглядный пример влияния нагружения на жесткость конструкции [10] – это задача Эйлера при продольном сжатии стержня. СЧ колебаний (12), которая зависит от сжимающей силы, приближается к нулю при увеличении сжимающей силы и приближению ее к критической.

$$\omega^2 = \frac{\pi^4 EJ}{\rho A l^4} \left(1 - \frac{Nl^2}{EJ\pi^2} \right). \quad (12)$$

Таким образом, нагруженная конструкция имеет смещенный набор СЧ. Однако расчет задачи СЧ, зависящих от температурного нагружения, в сложной системе не столь тривиален. В расчет вводятся напряжения, полученные из статического расчета НДС при температурном нагружении.

Для введения напряжений в уравнение собственных колебаний напряжений от температурной нагрузки воспользуемся принципом возможных перемещений [11] и запишем вариационное уравнение Лагранжа с учетом инерционных сил:

$$\int_V (\delta\{\boldsymbol{\varepsilon}\}^T \{\boldsymbol{\sigma}\} - \delta\{\mathbf{u}\}^T \{\mathbf{g}\} + \delta\{\mathbf{u}\}^T \rho \{\ddot{\mathbf{u}}\}) \times \times dv - \int_s \delta\{\mathbf{u}\}^T \{\mathbf{p}\} dS = 0, \quad (13)$$

где $\{\boldsymbol{\varepsilon}\}$ – вектор деформаций; $\{\boldsymbol{\sigma}\}$ – вектор напряжений в системе; $\{\mathbf{u}\}$ – вектор перемещений; $\{\mathbf{g}\}$ – вектор объемных сил; $\{\mathbf{p}\}$ – вектор поверхностных сил; ρ – плотность; $\int_V \delta\{\mathbf{u}\}^T \rho \{\ddot{\mathbf{u}}\} dV$ – работа инерционных сил на возможных перемещениях.

Задавая системе начальные смещения около начального положения, получим вариационную формулировку задачи о собственных колебаниях (14) с учетом напряжений от температурного нагружения (6):

$$\int_V (\delta\{\boldsymbol{\varepsilon}_*\}^T \{\boldsymbol{\sigma}_*\} + \delta\{\boldsymbol{\varepsilon}_{**}\}^T \{\boldsymbol{\sigma}_0\} + \rho\omega^2 \delta\{\mathbf{u}_*\}^T \{\mathbf{u}_*\}) dV = 0. \quad (14)$$

В уравнении (14) величины со звездочкой – дополнительные величины первого порядка малости, с двумя звездочками – второго; ω – круговая частота системы.

Для описания сложных конструкций используется метод конечных элементов. Тогда с учетом (14)

система алгебраических уравнений имеет следующий вид:

$$([\mathbf{K}_*] + [\mathbf{K}_\sigma] - \omega^2 [\mathbf{M}_*])\{\mathbf{q}\} = 0, \quad (15)$$

где $[\mathbf{K}_*]$ – матрица жесткости; $[\mathbf{K}_\sigma]$ – матрица приведенных напряжений; $[\mathbf{M}_*]$ – матрица масс; $\{\mathbf{q}\}$ – собственные вектора.

В (16) показано, как вычисляется матрица приведенных напряжений для одного элемента e :

$$[\mathbf{K}_\sigma]^e = \int_{V^e} ([\mathbf{R}]^e)^T [\mathbf{T}_t]^e [\mathbf{R}]^e dV, \quad (16)$$

здесь $[\mathbf{T}_t]^e$ – матрица начальных напряжений для предыдущего шага расчета; $[\mathbf{R}]^e = [\nabla] [\Phi]^e$ – матрица, связывающая деформации и узловые перемещения для элемента; $[\Phi]^e$ – матрица функций формы элемента.

С помощью (15) возможно рассчитать СЧ конструкции с преднапряженным состоянием, рассчитанным в ходе решения задачи определения НДС от нагружения конструкции тепловым полем.

Изменение частот деформированной конструкции

Космические крупногабаритные конструкции часто подвергаются нагружению температурным полем, которое быстро изменяется по толщине конструкции. Под действием поля температур конструкция может деформироваться из плоскости в направлении наименьшей жесткости. Ввиду изменения равновесного состояния деформированная таким образом конструкция совершает несимметричные относительно первоначального положения колебания, что меняет динамику КА в сравнении с недеформированным состоянием.

Для решения задачи собственных колебаний конструкции с начальными деформациями [12] можно использовать нелинейную постановку. В этом случае первым шагом нагружения будет нагрев конструкции. Для шага $(i+1)$ записывается принцип возможных перемещений:

$$\delta_{i+1}U - \delta_{i+1}\Pi = 0. \quad (17)$$

При этом работа внутренних сил (18) на возможных перемещениях выражается через деформации Грина – Лагранжа $i+1\Delta\mathbf{E}$:

$$\delta_iU = \int_{V^{i+1}} S_i \delta_{i+1}\Delta\mathbf{E}_i dV, \quad (18)$$

где $i+1S_i$ – напряжения Грина – Лагранжа.

Используя матрицу связи деформаций и узловых перемещений [13] для линейной и нелинейной

части тензора деформаций B_0 и B_L , получим изменения деформаций в следующем виде:

$$i+1\Delta E_i = i+1B_{ijj+1}^0 \mathbf{u}_j + i+1B_{ijj+1}^L \mathbf{u}_{k,i+1} \Delta d_j, \quad (19)$$

здесь d – узловые перемещения.

Изменение напряжений выражено с помощью закона Гука:

$$i+1\Delta S_i = iC_{ijj+1}\Delta E_i. \quad (20)$$

Таким образом, принцип возможных перемещений для задачи определения влияния предварительных деформаций на собственные колебания конструкции:

$$(K_{pk}^d + K_{pk}^S)_{ij+1} \mathbf{u}_k + [\mathbf{M}]_{ij+1} \ddot{\mathbf{u}}_k = 0; \\ K_{pk}^S = \int_V (iB_{ikp}^0 + iB_{pk}^L) i\Delta S_i dV. \quad (21)$$

В (21) $iK_{pk}^d = [\mathbf{K}_i^*]$ – матрица жесткости, а iK_{pk}^S – матрица жесткости, зависящая от деформаций.

Формулировки (21) и (15) позволяют объединить задачи о собственных колебаниях системы с начальными напряжениями и начальными деформациями в одну задачу. Также стоит отметить, что решение такой задачи равноценно решению задачи с начальными напряжениями на деформированной сетке без учета изменения жесткости от деформаций.

Влияние температурного изменения модуля упругости конструкции

В приведенных выше формулировках предполагается, что свойства материала не зависят от температуры. В случае свободной конструкции, в которой присутствуют большие деформации, изменение свойств материала будет иметь значимое влияние на значение СЧ конструкции, а при неравномерном нагреве и на формы колебаний. Для многих материалов относительное изменение жесткости составляет порядка $10^{-5} K^{-1}$. Это значит, что при изменении температуры на $10K$ можно ожидать относительное изменение жесткости материала порядка $0,01\%$. Коэффициент теплового расширения обычно увеличивается с ростом температуры. Относительное изменение жесткости обычно порядка $10^{-4} K^{-1}$ [14].

Пример численных расчетов

Рассматривается влияние температурных эффектов на колебательные характеристики панели СБ КА. В качестве примера рассматривается панель демонстрационного аппарата, на которую воздействует солнечное излучение, а также отраженное излучение от Земли. Параметры излучения, действующего на аппарат, определяются высотой орбиты. Высота орбиты определяет плотность излучения от Солнца, излучение, отраженное от Земли, а также вместе с наклонением длительность теневого и полутеневого участка орбиты.

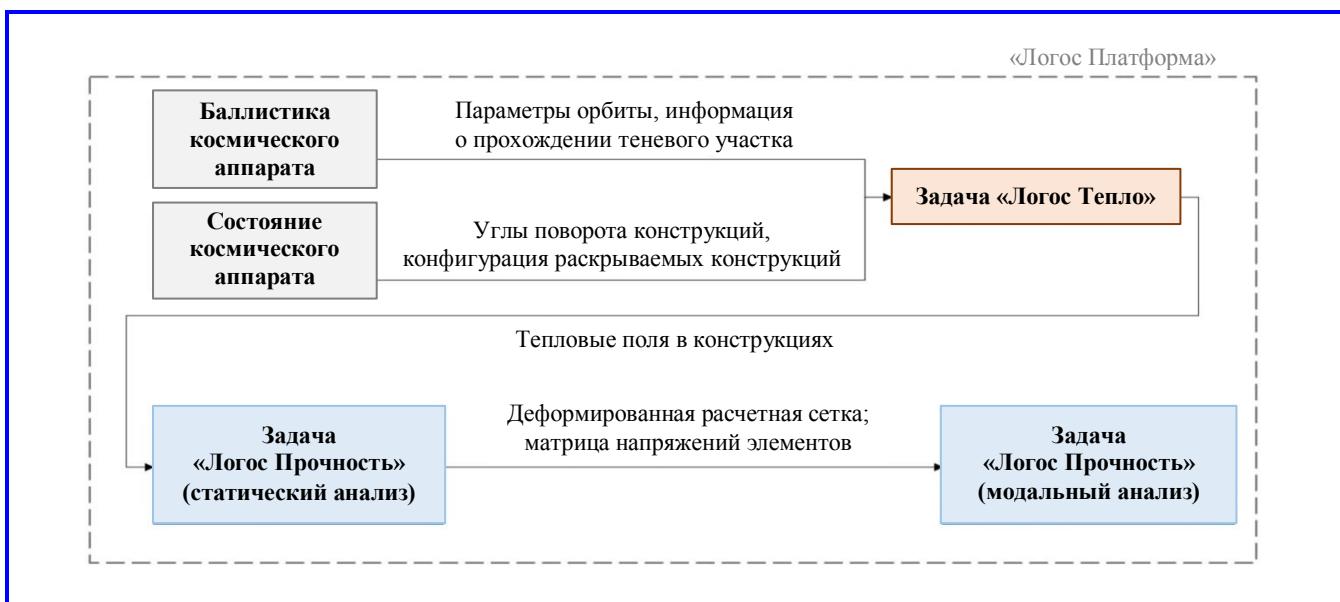


Рис. 2. Последовательность решения связанный задачи в модуле «Логос Платформа»

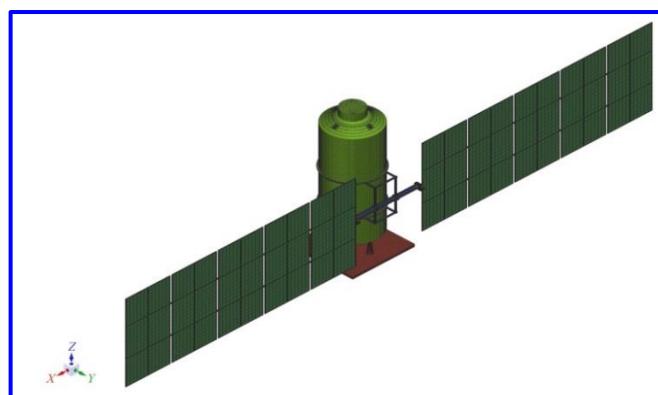


Рис. 3. Общий вид тепловой модели космического аппарата, выполненной в модуле «Логос Тепло»

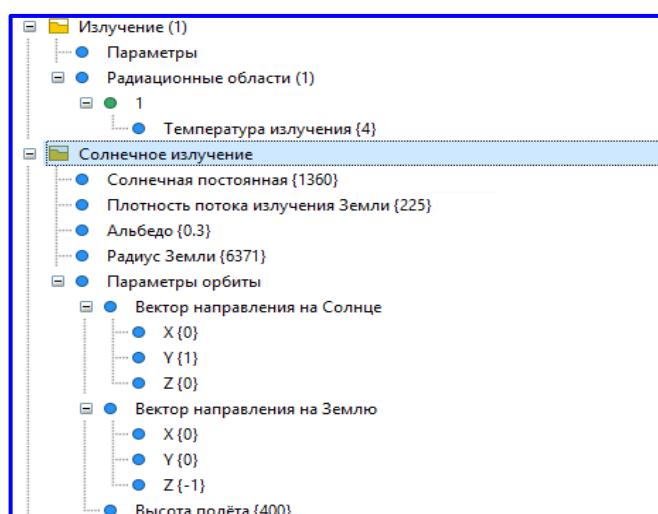


Рис. 4. Параметры излучения, заданные в программном пакете «Логос»

Для выполнения расчета, в соответствии с описанным методом, используется отечественный расчетно-математический программный пакет (ПП) «Логос». Связанный расчет описывается в инструменте «Логос Платформа» – модульной интеграционной платформе ПП «Логос» [15, 16]. Для получения температурного поля в конструкции используется модуль «Логос Тепло». Для вычисления НДС, а также для модального анализа с его учетом используется модуль «Логос Прочность».

Последовательность выполнения расчетов, имеемая сценарием, показана на рис. 2.

Тепловая модель

Расчетная тепловая модель КА выполнена в модуле «Логос Тепло» ПП «Логос» (рис. 3). В модели используются исключительно объемные гексаэдрические элементы [17]. В тонкостенных конструкциях, которыми являются трубки каркаса СБ, для более точного представления тепловых полей используются два элемента по толщине.

Границными условиями задачи являются потоки солнечного излучения и излучения, отраженного от Земли на поверхности конструкций КА. Определяющим параметром солнечного излучения для околоземного пространства, в котором солнечное излучение можно принять параллельным, является солнечная постоянная. Тепловой поток, падающий на КА, определяется из заданного телесного угла, величину которого получают исходя из геометрических соотношений [3]. Солнечная постоянная и параметры для определения потока собственного излучения Земли задаются внутренними средствами «Логос» (рис. 4).

Время расчета определяется исходя из требований по точности ориентации КА, а также относительного движения отдельных его частей. В случае появления требований к переориентации КА расчет может прерываться в соответствии с временем переориентации с сохранением промежуточных тепловых полей конструкции.

Для решения уравнения нестационарной теплопроводности в ПП «Логос» может быть использован метод сопряженных коэффициентов [18].

Прочностная модель

Прочностная модель КА использует сетку с идентичными тепловой модели координатами узлов. Требование геометрической идентичности моделей возникает в связи с передачей информации о температуре в узлах из тепловой модели. Передача температурного состояния осуществляется посредством внутренних средств решателя [19]. В описываемой задаче применяется интерполяция поля температур из узлов во внешнем файле на прочностную модель. Для реализации передачи в модели используется управляющий файл.

Задача статической прочности для КА может быть представлена в различных видах. Различные представления задачи определения НДС от температурного нагружения связаны с тем, что КА находится в невесомости, а значит при расчете целого КА возникает проблема определения точки отсчета температурных деформаций. В связи с этим в работе представлена задача определения НДС конструкций, жесткость которых ниже других конструкций на несколько порядков.

Для КА характерны упругие СБ, а также рефлекторы антенн, выносные конструкции, фермы и т. д. При этом удаление степеней свободы в узлах проводится в соответствии со способом крепления упругой конструкции к центральному телу КА.

Результатами разрешения задачи статической прочности нагруженной температурой конструкции являются тензоры напряжений элементов, а также перемещения узлов конечно-элементной модели (КЭМ).

Частотный анализ преднагруженной конструкции производится в соответствии с методом, описанным в теоретической части. ПП «Логос» представляет возможность проводить модальный анализ конструкции, загружая данные о напряжениях и перемещениях в КЭМ.

Частотный анализ преднагруженной конструкции производится в соответствии с методом, описанным в теоретической части. ПП «Логос» представляет возможность проводить модальный анализ конструкции, загружая данные о напряжениях и перемещениях в КЭМ.

В «Логос Прочность» для решения задач поиска СЧ используется метод итераций Арнольди, который схож с методом Ланцоша. Метод Арнольди сводится к методу Ланцоша при решении задач собственных значений для эрмитовых матриц [20]. Эрмитова матрица – квадратная матрица, для которой выполняется:

$$A^T = \bar{A} \text{ или } a_{i,j} = \bar{a}_{j,i}, \quad (22)$$

где значения с чертой – комплексно сопряженные матрицы и компоненты, соответственно.

Подробнее метод Арнольди с перезапуском и его применение в библиотеке описаны в главе 3.1 «Методы расчета задач модального анализа» руководства пользователя «Логос».

Результатами расчета являются собственные формы и частоты колебаний и факторы влияния.

Пример определения влияния температурной нагрузки на колебательные характеристики конструкции с помощью связанной задачи

Далее представлены результаты расчетов, проведенных в соответствии с описанным алгоритмом, посредством составленной в программно-методическом комплексе SMC-Sputnik-DT [16] связанной задачи. Приведенные результаты сравниваются с результатами расчета, проведенного для случая отсутствия температурных деформаций и напряжений.

На рис. 5 показаны результаты расчета температурных полей КА для случая падения излучения под углом 45° к продольной оси КА и 45° к оси, соответствующей оси поворота СБ.

НДС СБ под воздействием температурной нагрузки показано на рис. 6. Шкала перемещений относится к недеформированному отображению СБ. При появлении упругих колебаний это положение является равновесным. Характеристики каркаса крыла СБ для нормальных условий описаны в табл. 1.

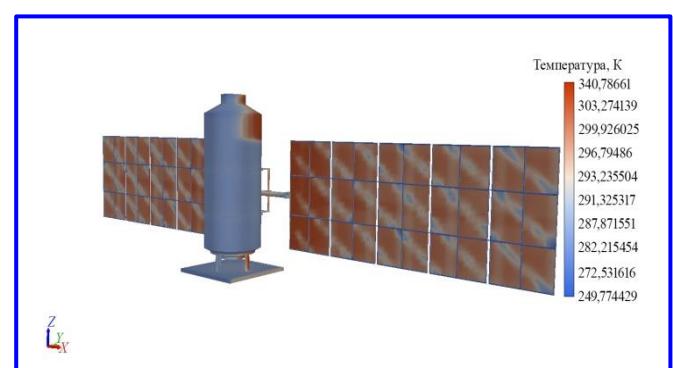


Рис. 5. Распределение температур по поверхности космического аппарата

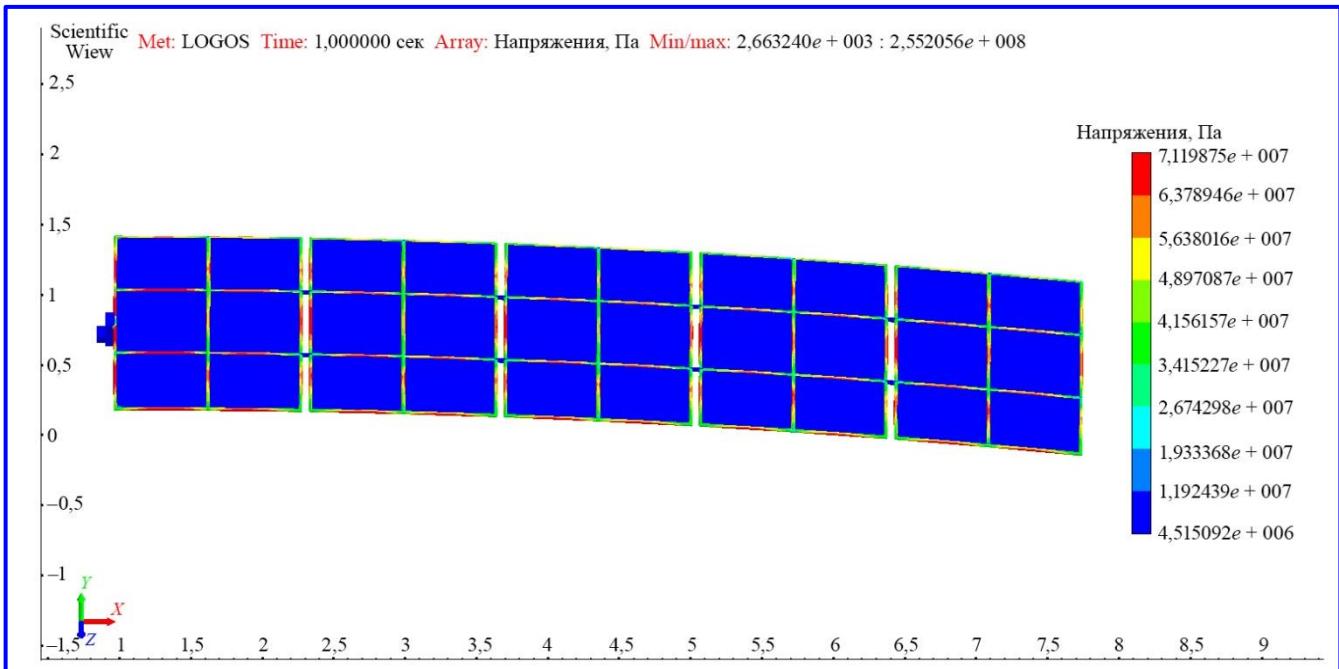


Рис. 6. Напряженно-деформированное состояние конструкции солнечной батареи при воздействии температурной нагрузки

Таблица 1

Характеристики материалов каркаса солнечной батареи

Материал	E , МПа	η	ρ , кг/м ³	$a \cdot 10^{-6}$
Углепластик (трубки)	$1,6 \cdot 10^5$	0,3	1500	3

Таблица 2

Частоты упругих конструкций космических аппаратов

№	СЧ панели без учета НДС, Гц	СЧ правой панели с учетом НДС, Гц	СЧ левой панели с учетом НДС, Гц	Относительное изменение СЧ для правой панели, %	Относительное изменение СЧ для левой панели, %	Относительная разница частот левой и правой панелей, %
1.	$2,86E - 01$	$2,81E - 01$	$2,82E - 01$	1,9	1,5	0,36
2.	$2,65E + 00$	$2,58E + 00$	$2,62E + 00$	2,9	1,3	1,67
3.	$2,93E + 00$	$2,93E + 00$	$2,96E + 00$	0,1	-1,1	1,20
4.	$5,01E + 00$	$5,01E + 00$	$5,01E + 00$	0,0	-0,1	0,09
5.	$8,40E + 00$	$8,25E + 00$	$8,29E + 00$	1,7	1,3	0,38
6.	$9,18E + 00$	$9,18E + 00$	$9,20E + 00$	0,0	-0,2	0,23

В табл. 2 показаны частоты нагруженной конструкции СБ, а также их относительное изменение в сравнении с частотами свободной конструкции. В последнем столбце приведено относительное различие между правой и левой батареями КА.

В ходе исследований характеристик упругих колебаний конструкции под воздействием теплового излучения было обнаружено возникновение существенных факторов влияния от колебаний, эффективная масса которых превышает 30% от общей массы конструкции. Для свободной от температурного нагружения конструкции, факторы вли-

яния для того же характера колебаний по соответствующим осям отсутствуют. Это явление наблюдается на всех СЧ конструкции. Такая особенность представляет интерес для дальнейших исследований динамики упругого КА с учетом эффектов температурной нагрузки.

Заключение

При движении по орбите тепловое воздействие солнечного излучения и излучения планет приводит к изменениям собственных форм и частот колебаний космических конструкций. При этом па-

раметры упругих колебаний СБ одинаковой конструкции могут различаться. Отличия значений СЧ при упругом деформировании вследствие температурных полей в конструкции может составлять до 2,9% от частот ненагруженной конструкции. Методика расчета, предложенная в статье, рекомендуется к применению при проектировании, отработке и эксплуатации перспективных КА.

Литература

1. Анализ динамики упругого ЛА методом синтеза подконструкций / О. П. Клишев, А. В. Викуленков, С. Г. Медведев [и др.] // В сб. тр. НПО им. С. А. Лавочкина. – 1991. – Вып. 1. – С. 25–41.
2. Комплексная математическая модель динамики низкоорбитального космического аппарата с учетом упругости конструкции, подвижности жидкого топлива в условиях невесомости и воздействия свободномолекулярного газа / Г. Г. Ефименко, С. В. Залетаев, Н. В. Скоморохов [и др.] // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – Москва : АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2023. – Т. 194. – № 3. – С. 32–42.
3. Фаворский, О. М. Вопросы теплообмена в космосе / О. М. Фаворский, Я. С. Каданер. – Москва : Высшая школа, 1967. – 239 с.
4. Седельников, А. В. Влияние температурных деформаций упругих элементов на динамику космического аппарата типа «НИКА-Т» / А. В. Седельников, М. И. Казарина // Вестник Московского авиационного института. – 2011. – Т. 18. – № 2. – С. 47–51.
5. Седельников, А. В. Оценка влияния температурных деформаций упругих элементов космической лаборатории на поле микроускорений ее внутренней среды / А. В. Седельников, В. В. Юдинцев // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2011. – Т. 13. – № 1(2). – С. 344–346.
6. Foster, C. L. Solar-array-induced disturbance of the Hubble space telescope pointing system / C. L. Foster, M. Tinker, G. Nurre [et al.] // Journal of Spacecraft and Rockets. – 1995. – Vol. 32. – № 4. – P. 634–644.
7. Shen, Z. Thermally induced dynamics of a spinning spacecraft with an axial flexible boom / Z. Shen, G. Hu // Journal of spacecraft and rockets. – 2015. – Vol. 52. – № 5. – P. 1503–1508.
8. Thornton, E. A. Thermally induced bending vibrations of a flexible rolled-up solar array / E. A. Thornton, Y. A. Kim // Journal of Spacecraft and Rockets. – 1993. – Vol. 30. – № 4. – P. 438–448.
9. Самарский, А. А. Вычислительная теплопередача / А. А. Самарский, П. Н. Вабищевич. – Москва : Едиториал УРСС, 2003. – 784 с.
10. Усюкин, В. И. Строительная механика конструкций космической техники / В. И. Усюкин. – Москва : Машиностроение, 1988. – 392 с.
11. Алфутов, Н. А. Основы расчета на устойчивость упругих систем / Н. А. Алфутов. – Москва : Машиностроение, 1978. – 312 с.
12. Васидзу, К. Вариационные методы в теории упругости и пластичности / К. Васидзу. – Москва : Мир, 1987. – 542 с.
13. Бате, К. Численные методы анализа и метод конечных элементов / К. Бате, Е. Вилсон. – Москва : Стройиздат, 1982. – 448 с.
14. Старцев, В. О. Влияние внешних воздействий на коэффициент линейного теплового расширения углепластиков / В. О. Старцев, А. М. Варданян. – DOI : 10.18577/ 2307-6046-2023-0-4-99-117 // Труды ВИАМ. – 2023. – № 4(122). – С. 99–117.
15. Свидетельство о государственной регистрации программы ЭВМ № 2019611947. Программный модуль программы «ЛОГОС» – модульная интеграционная платформа (ЛОГОС-МИП), версия 2017 : заявл. 14.01.2019 : опубл. 07.02.2019 / Д. А. Кожаев, А. И. Белкин, М. Ю. Тагинцев ; правообладатель Российская Федерация: Государственная корпорация по атомной энергии «Росатом», ФГУП «РФЯЦ – ВНИИЭФ». – Королев, 2019. – URL : <https://elibrary.ru/sjeopl?sysclid=lz3vr19i3n570498258>.
16. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023685097. Программно-методический комплекс формирования и исследования цифровых двойников перспективных космических аппаратов «SMC-Sputnik-DT», версия 2023 : заявл. 16.11.2023 : опубл. 22.11.2023 / Н. В. Скоморохов, В. В. Чернов, А. О. Меняйло, Е. Ю. Карцева, О. П. Клишев, А. С. Петряков, С. А. Алексеев ; правообладатель Акционерное общество «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (АО «ЦНИИмаш»). – Королев, 2023. – URL : <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=56012393>.
17. Надуев, А. Г. Архитектура программного модуля «Логос Платформа» / А. Г. Надуев, А. Д. Черевань, А. С. Лебедева // Математическое моделирование физических процессов. – Саров : ФГУП «Российский федеральный ядерный центр – Всероссийский научно-исследовательский институт экспериментальной физики», 2022. – Вып. 4. – С. 55–63.
18. Пакет программ ЛОГОС. Модуль расчета сопряженных и связанных задач теплопереноса / А. Ю. Вишняков, Ю. Н. Дерюгин, В. А. Глазунов [и др.] // Труды Московского физико-технического института. – 2014. – Т. 6. – № 4. – С. 158–167.
19. Пакет программ ЛОГОС. Конечно-элементная методика расчета задач статической прочности конструкций с учетом эффектов физической и геометрической нелинейности / О. Л. Александрова, Р. А. Барабанов, Д. Ю. Дьянов [и др.] // Вопросы атомной науки и техники. Серия: Математическое моделирование физических процессов. – 2014. – № 3. – С. 3–17.
20. Улкинсон, Дж. Х. Алгебраическая проблема собственных значений / Дж. Х. Улкинсон ; перевод с англ. В. В. Вееводина, В. Н. Фаддеевой. – Москва : Наука, 1970. – 565 с.

Поступила в редакцию 20.01.2025

Степан Андреевич Алексеев, инженер, т. 8 (495) 513-57-39, e-mail AlekseevSA@tsniimash.ru.
Олег Павлович Клишев, доктор технических наук, профессор, начальник отдела, т. 8 (495) 513-49-78, e-mail: KlishevOP@tsniimash.ru.

Никита Валерьевич Скоморохов, заместитель начальника отдела,

т. 8 (495) 513-56-27, e-mail: SkomorokhovNV@tsniimash.ru.

Андрей Олегович Меняйло, инженер 2 категории, т. 8 (495) 513-57-39, e-mail: MenyayloAO@tsniimash.ru.

Артём Сергеевич Петряков, инженер, т. 8 (495) 513-57-39, e-mail PetryakovAS@tsniimash.ru.

(АО «ЦНИИмаш»).

METHOD FOR DETERMINING THE INFLUENCE OF THERMAL LOADS ON THE PARAMETERS OF ELASTIC VIBRATIONS OF A SPACECRAFT

**S. A. Alekseev, O. P. Klishev, N. V. Skomorokhov,
A. O. Menyaylo, A. S. Petryakov**

In recent years, the requirements for the accuracy of predictive modeling of the orbital motion of a spacecraft have increased, which has led to the need to solve multidisciplinary problems of mathematical physics. Influence of temperature effects on spacecraft dynamics is a poorly explored area. This fact can be explained by the high complexity or even impossibility of carrying out appropriate experimental ground testing. The paper presents a method for calculating the influence of solar radiation on changes in the characteristics of elastic vibrations of spacecraft structures. The change in natural frequencies and mode shapes is studied. To solve the problem, a temperature model of the spacecraft was developed. The mechanism of the influence of temperature deformations and stresses on the vibration parameters of space structures is described, and a mathematical formulation for calculation of mode shapes and natural frequencies of a pre-loaded and pre-deformed structure is given. This work describes the effects of temperature dependent characteristics of materials. Using the example of calculation of normal modes of a «Meteor-M» type spacecraft, it is shown that the results of calculating natural frequencies of the structure can change up to 15% compared to a numerical experiment under normal conditions, due to heating. It is shown that the natural frequencies of identical solar arrays can have different values due to their difference in temperature.

Key words: mathematical models, elastic vibrations, temperature induced deformations, initial stresses, temperature induced deformations, initial deformations, large space structures, nonlinear deformation.

References

1. Analysis of the dynamics of an elastic spacecraft by the method of synthesis of substructures / O. P. Klishev, A. V. Viku-lenkov, S. G. Medvedev [et al.] // Collection of works of the Scientific and Production Association of S. A. Lavochkin. – 1991. – Issue. 1. – P. 25–41.
2. Complex mathematical model of physical processes during spacecraft flight in low orbit / G. G. Efimenko, S. V. Zaletaev, N. V. Skomorokhov [et al.] // Problems of electromechanics. VNIEM Studies. – Moscow : JSC «VNIEM Corporation», 2023. – Vol. 194. – № 3. – P. 32–42.
3. Favorsky, O. M. Issues of heat transfer in space / O. M. Favorsky, Ya. S. Kadaner. – Moscow : Higher School, 1967. – 239 p.
4. Sedelnikov, A. V. The influence of temperature deformations of elastic elements on the dynamics of a spacecraft of the NIKA-T type / A. V. Sedelnikov, M. I. Kazarina // Bulletin of the Moscow Aviation Institute. – 2011. – Vol. 18. – No. 2. – P. 47–51.
5. Sedelnikov, A. V. Assessment of the influence of temperature deformations of elastic elements of a space laboratory on the field of microaccelerations of its internal environment / A. V. Sedelnikov, V. V. Yudintsev // Izvestia of RAS SamSC. – 2011. – No. 1(2). – P. 344–346.
6. Foster, C. L. Solar-array-induced disturbance of the Hubble space telescope pointing system / C. L. Foster, M. Tinker, G. Nurre [et al.] // Journal of Spacecraft and Rockets. – 1995. – Vol. 32. – № 4. – P. 634–644.
7. Shen, Z. Thermally induced dynamics of a spinning space-craft with an axial flexible boom / Z. Shen, G. Hu // Journal of spacecraft and rockets. – 2015. – Vol. 52. – № 5. – P. 1503–1508.
8. Thornton, E. A. Thermally induced bending vibrations of a flexible rolled-up solar array / E. A. Thornton, Y. A. Kim // Journal of Spacecraft and Rockets. – 1993. – Vol. 30. – № 4. – P. 438–448.
9. Samarsky, A. A. Computational heat transfer / A. A. Samarsky, P. N. Vabishchevich. – Moscow : Editorial URSS, 2003. – 784 p.
10. Usyukin, V. I. Construction mechanics of space technology structures / V. I. Usyukin. – Moscow : Mashinostroenie, 1988. – 392 p.
11. Alfutov, N. A. Fundamentals of calculation for the stability of elastic systems / N. A. Alfutov. – Moscow : Mashinostroenie, 1978. – 312 p.
12. Wasizu, K. Variational methods in the theory of elasticity and plasticity / K. Wasizu. – Moscow : Mir, 1987. – 542 p.
13. Bate, K. Numerical methods of analysis and the finite element method / K. Bate, E. Wilson. – Moscow : Stroyizdat, 1982. – 448 p.
14. Startsev, V. O. Influence of external influences on the coefficient of linear thermal expansion of carbon fiber plastics / V. O. Startsev, A. M. Vardanyan. – DOI : 10.18577/ 2307-6046-2023-0-4-99-117 // Proceedings of VIAM. – 2023. – № 4(122). – P. 99–117.
15. Certificate of state registration of the computer program No. 2019611947. The software module of the LOGOS program is a modular integration platform (LOGOS-MIP), version 2017: application 14.01.2019 : published 07.02.2019 / D. A. Kozhaev,

- A. I. Belkin, M. Yu. Tagintsev; copyright holder Russian Federation : State Atomic Energy Corporation Rosatom, FSUE RFNC – VNIIEF. – Korolyov, 2019. – URL : <https://elibrary.ru/sjeopl?ysclid=lz3vr19i3n570498258>.
16. Certificate of state registration of the computer program No. 2023685097. Software and methodological complex for the formation and research of digital twins of promising spacecraft «SMC-Sputnik-DT», version 2023: application 16.11.2023 : published 22.11.2023 / N. V. Skomorokhov, V. V. Chernov, A. O. Menyailo, E. Y. Kartseva, O. P. Klishchev, A. S. Petryakov, S. A. Alekseev; The copyright holder is the Central Scientific Research Institute of Mechanical Engineering Joint Stock Company (TsNIIIMash JSC). – Korolyov, 2023. – URL : <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=56012393>.
17. Naduev, A. G. Architecture of the Logos Platform software module / A. G. Naduev, A. D. Cherevan, A. S. Lebedeva // Mathematical modeling of physical processes. – Sarov : FSUE «Russian Federal Nuclear Center – All-Russian Scientific Research Institute of Experimental Physics», 2022. – Issue 4. – P. 55–63.
18. LOGOS software package. Module for calculating coupled and related heat transfer problems / A. Y. Vishnyakov, Yu. N. Deryugin, V. A. Glazunov [et al.] // Proceedings of the Moscow Institute of Physics and Technology. – 2014. – Vol. 6. – No. 4. – P. 158–167.
19. Alexandrova, O. L. LOGOS software package. Finite element methodology for calculating the problems of static structural strength taking into account the effects of physical and geometric nonlinearity / O. L. Alexandrova, R. A. Barabanov, D. Yu. Dyanov [et al.] // Issues of Atomic Science and Technology. Series: Mathematical modeling of physical processes. – 2014. – No. 3. – P. 3–17.
20. Ulkinson, J. H. The algebraic problem of eigenvalues / J. H. Ulkinson ; translated from English by V. V. Voevodin, V. N. Faddeeva. – Moscow : Nauka, 1970. – 565 p.

Stepan Andreevich Alekseev, engineer, t. 8 (495) 513-57-39, e-mail: AlekseevSA@tsniimash.ru.

Oleg Pavlovich Klishchev, doctor of technical sciences, professor, head of department,
t. 8 (495) 513-49-78, e-mail: KlishchevOP@tsniimash.ru.

Nikita Valer'evich Skomorokhov, deputy head of department, t. 8 (495) 513-56-27,
e-mail: SkomorokhovNV@tsniimash.ru.

Andrey Olegovich Menyaylo, 2nd category engineer, t. 8 (495) 513-57-39, e-mail: MenyayloAO@tsniimash.ru.

Artem Sergeevich Petryakov, engineer, t. 8 (495) 513-57-39, e-mail: PetryakovAS@tsniimash.ru.
(JC «TSNIIIMASH»).