Дементьев Илья Игоревич, Устинов Александр Николаевич, Атамасов Владимир Дмитриевич, Голованова Василина Валерьевна, Изотов Сергей Николаевич, Кислицкий Михаил Иванович

ТРЕХМЕРНАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ КРУПНОГАБАРИТНОГО КОМПОЗИТНОГО ВЫНОСНОГО ЭЛЕМЕНТА КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В статье представлена новая трехмерная математическая модель, описывающая напряженно-деформированное состояние (НДС) композитного ортогонально анизотропного выносного упругого элемента конструкции (УЭК) космического аппарата (КА). Разработанная система дифференциальных уравнений в частных производных, учитывающая деформации поперечных сдвигов, возникающие при изменении НДС композитной конструкции, предназначена для прогнозирования форм и параметров колебаний крупногабаритных тонкостенных УЭК, подвергающихся на этапе летной эксплуатации КА воздействиям механических и температурных нагрузок.

Источник
Альманах современной науки и образования
Тамбов: Грамота, 2015. № 1 (91). C. 39-48. ISSN 1993-5552.
Адрес журнала: www.gramota.net/editions/1.html
Содержание данного номера журнала: www.gramota.net/materials/1/2015/1/

Список литературы

1. **Артюхин Ю. П., Каргу Л. И., Симаев В. Л.** Системы управления космических аппаратов, стабилизированных вращением. М.: Наука, 1979. 295 с.
2. **Атамасов В. Д., Дементьев И. И.** Метод решения задачи управления ориентацией современных космических аппаратов // Труды четвертой научно-технической конференции молодых ученых и специалистов ФГУП «КБ "Арсенал"». СПб., 2013. С. 34-36.
3. **Голдстейн Г.** Классическая механика. М.: Гостехиздат, 1957. 413 с.
4. **Дегтярев Г. Л., Сиразетдинов Т. К.** Теоретические основы оптимального управления упругими космическими аппаратами. М.: Машиностроение, 1986. 216 с.
5. **Жилин П. А.** Векторы и тензоры второго ранга в трехмерном пространстве. СПб.: Нестор, 2001. 275 с.
6. **Жилин П. А.** Рациональная механика сплошных сред: учебное пособие. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2012. 584 с.
7. **Сапего М. К., Тестоедов Н. А., Атамасов В. Д., Бабук В. А., Белов В. П., Бурылов Л. С., Романов А. В.** Теория проектирования сложных технических систем космического базирования. СПб.: НПО «Профессионал», 2012. 560 с.

METHOD OF DEVELOPMENT OF MATHEMATICAL MODELS OF SPACECRAFT DYNAMICS

Dement'ev Il'ya Igorevich
Arsenal Machine-Building Plant Open JSC, St. Petersburg
arsenal@mzarsenal.spb.ru

In the article new theoretical aspects of the mathematical modeling of the dynamics of spacecraft with account of the elasticity casing of spacecraft hulls and bulky detail sections are presented and the method of effective spacecraft control is given. This method and the formulated theoretical aspects in the aggregate provide high performance of spacecraft and quality of the solutions of targeted tasks performed by them in space and out of space. The work contains the ground for the necessity to use Lagrange equations of the second kind together with the methods of the substitution of reference frames and coordinate systems for the development of mathematical models describing the movements of spacecraft.

Key words and phrases: spacecraft; reference frame; spacecraft control; coordinate system; bulky elastic section of spacecraft construction; local damping system; elastic casing of spacecraft hull.

УДК 629.7.015(083.3)
Технические науки

В статье представлена новая трехмерная математическая модель, описывающая напряженно-деформированное состояние (НДС) композитного ортогонально анизотропного выносного упругого элемента конструкции (УЭК) космического аппарата (КА). Разработанная система дифференциальных уравнений в частных производных, учитывающая деформации поперечных сдвигов, возникающие при изменении НДС композитной конструкции, предназначена для прогнозирования форм и параметров колебаний крупногабаритных тонкостенных УЭК, подвергающихся на этапе летной эксплуатации КА воздействиям механических и температурных нагрузок.

Ключевые слова и фразы: космический аппарат; композиционный материал; крупногабаритный композитный выносной упругий элемент конструкции; управление космическим аппаратом; локальная система гашения колебаний; форма и параметры колебаний; математическая модель напряженно-деформированного состояния упругого тела.

Дементьев Илья Игоревич
Устинов Александр Николаевич
Открытое акционерное общество «Машиностроительный завод "Арсенал"», г. Санкт-Петербург
arsenal@mzarsenal.spb.ru

Атамасов Владимир Дмитриевич, д.т.н.
Голованова Василина Валерьевна
Изотов Сергей Николаевич
Кислицкий Михаил Иванович, к.т.н.
Федеральное государственное унитарное предприятие «Конструкторское бюро "Арсенал" имени М. В. Фрунзе»
kbarsenal@kbarsenal.ru

ТРЕХМЕРНАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ КРУПНОГАБАРИТНОГО КОМПОЗИТНОГО ВЫНОСНОГО ЭЛЕМЕНТА КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА©

В XXI веке перед космонавтикой поставлены следующие задачи [13, с. 15]: освоение околоземного пространства, выполнение полетов на имеющиеся в Солнечной системе планеты, создание обитаемых баз на

естественном спутнике Земли Луне и на планете Марс. Для получения решений перечисленных задач конструкторскими бюро совместно с машиностроительными заводами Российской Федерации создаются космические аппараты (КА), в конструкции которых включены выносные крупногабаритные упругие элементы, обеспечивающие функционирование КА в соответствии с их назначением. К упругим элементам конструкции (УЭК) относятся панели солнечных батарей, активные фазированные антенные решетки, облучатели, антенные панели, штанги с рефлекторами, телескопы с длиннофокусными объективами и другие элементы космических аппаратов.

Аппарат является полезной нагрузкой (ПН) ракеты космического назначения (РКН). Для размещения его под обтекателем РКН УЭК приводят в транспортные положения.

После выведения ПН ракеты-носителя на орбиту функционирования и стабилизации ее в космическом пространстве выполняют раскрывы выносных элементов и заданные программой полета ориентации УЭК и КА в целом.

Перечисленные операции сопровождаются колебательными движениями крупногабаритных тонкостенных звеньев космического аппарата, препятствующими приведению выносных элементов и КА в целом к заданным угловым положениям с наименьшими затратами времени, стабилизации УЭК и аппарата на орбите функционирования, поддержанию необходимой ориентации корпуса КА в процессе изменения положения его центра масс в космическом пространстве.

Важно подчеркнуть, что для получения качественных решений целевых задач, выполняемых космическими аппаратами, и для обеспечения их высокой производительности в программах полета предусмотрены многократные операции, связанные с управлением КА и их УЭК.

Колебания выносных тонкостенных элементов являются фактором, снижающим эффективность управления аппаратами и, как следствие, их производительность, что является обоснованием актуальности проблемы определения и формирования управляющих воздействий для указанных технических устройств.

В работах [1; 14, с. 494-497] представлен метод, обеспечивающий эффективное управление КА, который заключается в применении для изменения положений УЭК и аппарата в целом совместно с его системой централизованного управления (СЦУ) локальных систем гашения колебаний (ЛСГК). В качестве исполнительных органов ЛСГК авторами [1; 14, с. 497] предложено использовать усовершенствованные электромеханические приводные устройства, предназначенные для приведения УЭК из транспортных положений в рабочие и для изменения их ориентаций в космическом пространстве. Локальные системы гашения колебаний представляют собой отдельные контуры системы управления движением (СУД) КА, для эффективного функционирования которой необходимо обеспечить согласованную работу СЦУ и ЛСГК.

Разработка алгоритмов определения и формирования управляющих воздействий для исполнительных органов СУД космического аппарата базируется на математических моделях динамики указанного технического устройства, неотъемлемым этапом составления которых является математическое моделирование напряженно-деформированных состояний УЭК, изменяющихся на этапе летной эксплуатации КА вследствие механических, температурных и радиационных воздействий.

Колебания выносных элементов космических аппаратов являются одним из основных движений, реализующихся в процессе выполнения ими программ полетов. Формы и параметры колебаний УЭК КА представляют собой исходную информацию для формирования управляющих законов, в соответствии с которыми при помощи усовершенствованных электромеханических приводных устройств ЛСГК выполняется стабилизация выносных крупногабаритных элементов в космическом пространстве за счет возникновения антирезонансов. Для получения корректных решений прикладных задач, связанных с определением форм и параметров колебательных движений УЭК КА, необходимо учитывать особенности материалов, использующихся для изготовления указанных конструкций.

Космические аппараты являются техническими устройствами, имеющими элементы и звенья, выполненные как из металлических сплавов, так и из композиционных материалов. В XXI веке наблюдается тенденция, направленная на замену металлических конструкционных материалов, использующихся в производстве КА, композитами, что обусловлено их физико-механическими свойствами, выгодно отличающими композитные элементы аппарата при его эксплуатации от узлов и звеньев, изготовленных из алюминиевых, магниевых, титановых и других сплавов.

Как правило, математическое моделирование напряженно-деформированных состояний металлических конструкций в виде стержней, пластин и оболочек базируется на комплексе гипотез, одной из которых является гипотеза об их идеальной упругости, заключающаяся в наделении указанных изделий свойствами идеально упругого тела, приведенными в работе [6, с. 5-6]. Совместно с предположением об идеальной упругости металлической конструкции в зависимости от ее геометрической формы и габаритных размеров принимают следующие гипотезы:

- гипотезу «плоских» сечений применительно к разработке математических моделей НДС стержней;
- гипотезы Кирхгофа для выполнения математического моделирования напряженно-деформированных состояний пластин;
- гипотезы Кирхгофа-Лява по отношению к формированию математических описаний НДС оболочек.

Системы уравнений, составленные на основе указанного комплекса гипотез, неправомерно использовать для определения напряженно-деформированных состояний композитных конструкций, что обусловлено следующими особенностями, отличающими их от тел, изготовленных из металлических сплавов:

- анизотропия свойств композиционных материалов;
- искривления поперечных сечений упругого изделия в процессе его деформирования.

Деформации поперечных сдвигов при выполнении математического моделирования НДС композитных конструкций учитываются в кинематических соотношениях, являющихся компонентами вектора перемещения точки упругого тела, совершаемого ей в процессе деформирования изделия. В работе [7] предложено при разработке математических моделей, описывающих напряженно-деформированные состояния композитных оболочек, задавать кинематические соотношения в виде рядов, представляющих собой разложения компонентов вектора перемещения точки упругого тела по произвольным функциям. Указанная идея была использована авторами [8] при составлении методики математического моделирования НДС композитных стержней и в работе [5] при разработке математической модели колебательного движения ортогонально анизотропного выносного УЭК КА в виде плоской пластины.

Анизотропия свойств композитных конструкций при составлении математических формализаций их напряженно-деформированных состояний учитывается при помощи уравнений обобщенного закона Гука. В справочнике [12, с. 303-307] приведены физические соотношения, описывающие общий случай анизотропии упругих тел, и уравнения среды, справедливые для анизотропных изделий с одной плоскостью упругой симметрии, ортогонально анизотропных (ортотропных) конструкций и трансверсально-изотропных тел, а также представлен традиционный закон Гука, который правомерно использовать при разработке математических моделей НДС изотропных изделий.

Космические аппараты являются элементами космических систем, функционирующими в условиях комплексного воздействия механических, температурных и радиационных нагрузок, оказывающих влияние на формы и параметры колебаний УЭК КА. Математическому моделированию напряженно-деформированных состояний упругих тел в виде стержней, пластин и оболочек, изменяющихся вследствие механических, температурных и радиационных воздействий, с последующим получением решений некоторых прикладных задач, связанных с определением компонентов тензоров напряжений и деформаций, а также компонентов векторов перемещений точек указанных конструкций, посвящены работы [3; 10].

Важно подчеркнуть, что при разработке математических моделей НДС композитных изделий, учитывающих механические, температурные и радиационные нагрузки, анизотропия свойств упругих тел задается уравнениями обобщенного закона Гука, уравнениями теплопроводности и выражениями, описывающими радиационную составляющую комплексного воздействия, представляющую собой корпускулярное излучение. Например, в уравнении теплопроводности изотропного тела содержится коэффициент теплопроводности, который для композитной анизотропной конструкции заменяется в указанном уравнении тензором теплопроводности, являющимся тензором второго ранга [9, с. 43]. Отметим, что при выполнении математического моделирования колебательных движений УЭК КА рационально для описания их напряженно-деформированных состояний, изменяющихся вследствие воздействия космического корпускулярного излучения, использовать уравнение Больцмана, представленное в работах [11, с. 431; 15, с. 180-182].

Приведем в качестве примера математической модели, описывающей колебательное движение ортогонально анизотропного композитного выносного элемента конструкции космического аппарата в виде плоской или весьма пологой пластины либо в виде весьма пологой оболочки с учетом механических и температурных воздействий, следующую впервые разработанную систему дифференциальных уравнений в частных производных:

$$
\begin{aligned}
& A\cdot\left(2\cdot h\cdot\frac{\partial^2 u_0}{\partial x^2}+\frac{\partial^2\psi_2}{\partial x^2}\cdot\left[\int_{-h}^{h} f_2\cdot dz+M_2\cdot\int_{-h}^{h} f_1\cdot dz\right]\right)+\\
& +B\cdot\left(2\cdot h\cdot\frac{\partial^2 v_0}{\partial y\partial x}+\frac{\partial^2\Phi_2}{\partial y\partial x}\cdot\left[\int_{-h}^{h} f_4\cdot dz+M_4\cdot\int_{-h}^{h} f_3\cdot dz\right]\right)+\\
& +C\cdot\left(\begin{gathered}\frac{\partial T_2}{\partial x}\cdot\left[2\cdot h\cdot M_5+\int_{-h}^{h} f_5\cdot dz\right]+\frac{\partial T_3}{\partial x}\cdot\left[2\cdot h\cdot M_6+\int_{-h}^{h} f_6\cdot dz\right]+\\ +h\cdot\left[\frac{\partial\theta_2}{\partial x}+\frac{\partial\theta_1}{\partial x}\right]\end{gathered}\right)+\\
& +G_{xy}\cdot\left(\begin{gathered}2\cdot h\cdot\left[\frac{\partial^2 u_0}{\partial y^2}+\frac{\partial^2 v_0}{\partial x\partial y}\right]+\frac{\partial^2\psi_2}{\partial y^2}\cdot\left[\int_{-h}^{h} f_2\cdot dz+M_2\cdot\int_{-h}^{h} f_1\cdot dz\right]+\\ +\frac{\partial^2\Phi_2}{\partial x\partial y}\cdot\left[\int_{-h}^{h} f_4\cdot dz+M_4\cdot\int_{-h}^{h} f_3\cdot dz\right]\end{gathered}\right)=\\
& =-\sum_{i=1}^{k} q_i^x+\rho\cdot\left(2\cdot h\cdot\frac{\partial^2 u_0}{\partial t^2}+\frac{\partial^2\psi_2}{\partial t^2}\cdot\left[\int_{-h}^{h} f_2\cdot dz+M_2\cdot\int_{-h}^{h} f_1\cdot dz\right]\right);
\end{aligned}
$$

$$
\begin{aligned}
& G_{xy} \cdot \begin{pmatrix} 2 \cdot h \cdot \left[\dfrac{\partial^2 u_0}{\partial y \partial x} + \dfrac{\partial^2 v_0}{\partial x^2} \right] + \dfrac{\partial^2 \psi_2}{\partial y \partial x} \cdot \left[\int\limits_{-h}^{h} f_2 \cdot dz + M_2 \cdot \int\limits_{-h}^{h} f_1 \cdot dz \right] + \\ + \dfrac{\partial^2 \Phi_2}{\partial x^2} \cdot \left[\int\limits_{-h}^{h} f_4 \cdot dz + M_4 \cdot \int\limits_{-h}^{h} f_3 \cdot dz \right] \end{pmatrix} + \\
& + D \cdot \left(2 \cdot h \cdot \frac{\partial^2 u_0}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 \psi_2}{\partial x \partial y} \cdot \left[\int\limits_{-h}^{h} f_2 \cdot dz + M_2 \cdot \int\limits_{-h}^{h} f_1 \cdot dz \right] \right) + \\
& + H \cdot \left(2 \cdot h \cdot \frac{\partial^2 v_0}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \Phi_2}{\partial y^2} \cdot \left[\int\limits_{-h}^{h} f_4 \cdot dz + M_4 \cdot \int\limits_{-h}^{h} f_3 \cdot dz \right] \right) + \\
& + K \cdot \begin{pmatrix} \dfrac{\partial T_2}{\partial y} \cdot \left[2 \cdot h \cdot M_5 + \int\limits_{-h}^{h} f_5 \cdot dz \right] + \dfrac{\partial T_3}{\partial y} \cdot \left[2 \cdot h \cdot M_6 + \int\limits_{-h}^{h} f_6 \cdot dz \right] + \\ + h \cdot \left[\dfrac{\partial \theta_2}{\partial y} + \dfrac{\partial \theta_1}{\partial y} \right] \end{pmatrix} = \\
& = -\sum_{i=1}^{k} q_i^y + \rho \cdot \left(2 \cdot h \cdot \frac{\partial^2 v_0}{\partial t^2} + \frac{\partial^2 \Phi_2}{\partial t^2} \cdot \left[\int\limits_{-h}^{h} f_4 \cdot dz + M_4 \cdot \int\limits_{-h}^{h} f_3 \cdot dz \right] \right); \\
& G_{xz} \cdot \frac{\partial \psi_2}{\partial x} \cdot \left(\int\limits_{-h}^{h} F_2 \cdot dz - 2 \cdot h \cdot M_1 + M_2 \cdot \int\limits_{-h}^{h} F_1 \cdot dz \right) + \\
& + G_{yz} \cdot \frac{\partial \Phi_2}{\partial y} \cdot \left(\int\limits_{-h}^{h} F_4 \cdot dz - 2 \cdot h \cdot M_3 + M_4 \cdot \int\limits_{-h}^{h} F_3 \cdot dz \right) = -\sum_{j=1}^{m} \mathbf{q}_j^n + 2 \cdot h \cdot \rho \cdot \frac{\partial^2 \mathbf{w}}{\partial t^2}; \\
& A \cdot \left(-\frac{2 \cdot h^3}{3} \cdot \tfrac{\partial^3 \mathbf{w}}{\partial x^3} + \frac{\partial^2 \psi_2}{\partial x^2} \cdot \left[\int\limits_{-h}^{h} f_2 \cdot z \cdot dz - \frac{2 \cdot h^3}{3} \cdot M_1 + M_2 \cdot \int\limits_{-h}^{h} f_1 \cdot z \cdot dz \right] \right) + \\
& + B \cdot \begin{pmatrix} -\dfrac{2 \cdot h^3}{3} \cdot \dfrac{\partial^3 \mathbf{w}}{\partial y^2 \partial x} + \\ + \dfrac{\partial^2 \Phi_2}{\partial y \partial x} \cdot \left[\int\limits_{-h}^{h} f_4 \cdot z \cdot dz - \dfrac{2 \cdot h^3}{3} \cdot M_3 + M_4 \cdot \int\limits_{-h}^{h} f_3 \cdot z \cdot dz \right] \end{pmatrix} + \\
& + C \cdot \begin{pmatrix} \dfrac{\partial T_2}{\partial x} \cdot \left[\dfrac{2 \cdot h^3}{3} \cdot M_7 + \int\limits_{-h}^{h} f_5 \cdot z \cdot dz \right] + \dfrac{\partial T_3}{\partial x} \cdot \left[\dfrac{2 \cdot h^3}{3} \cdot M_8 + \int\limits_{-h}^{h} f_6 \cdot z \cdot dz \right] + \\ + \dfrac{2 \cdot h^3}{3} \cdot M_9 \cdot \left[\dfrac{\partial \theta_2}{\partial x} - \dfrac{\partial \theta_1}{\partial x} \right] \end{pmatrix} + \\
& + G_{xy} \cdot \begin{pmatrix} -\dfrac{2 \cdot h^3}{3} \cdot \left[\dfrac{\partial^3 \mathbf{w}}{\partial x \partial y^2} + \dfrac{\partial^3 \mathbf{w}}{\partial y \partial x \partial y} \right] + \\ + \dfrac{\partial^2 \psi_2}{\partial y^2} \cdot \left[\int\limits_{-h}^{h} f_2 \cdot z \cdot dz - \dfrac{2 \cdot h^3}{3} \cdot M_1 + M_2 \cdot \int\limits_{-h}^{h} f_1 \cdot z \cdot dz \right] + \\ + \dfrac{\partial^2 \Phi_2}{\partial x \partial y} \cdot \left[\int\limits_{-h}^{h} f_4 \cdot z \cdot dz - \dfrac{2 \cdot h^3}{3} \cdot M_3 + M_4 \cdot \int\limits_{-h}^{h} f_3 \cdot z \cdot dz \right] \end{pmatrix} - \\
& - G_{xz} \cdot \psi_2 \cdot \left[\int\limits_{-h}^{h} F_2 \cdot dz - 2 \cdot h \cdot M_1 + M_2 \cdot \int\limits_{-h}^{h} F_1 \cdot dz \right] = -\sum_{p=1}^{b} m_p^x + \\
& + \rho \cdot \left(-\frac{2 \cdot h^3}{3} \cdot \frac{\partial^3 \mathbf{w}}{\partial x \partial t^2} + \frac{\partial^2 \psi_2}{\partial t^2} \cdot \left[\int\limits_{-h}^{h} f_2 \cdot z \cdot dz - \frac{2 \cdot h^3}{3} \cdot M_1 + M_2 \cdot \int\limits_{-h}^{h} f_1 \cdot z \cdot dz \right] \right);
\end{aligned}
\qquad (1)
$$

$$G_{xy}\cdot\left|\begin{array}{c}-\frac{2\cdot h^3}{3}\cdot\left[\frac{\partial^3\mathbf{w}}{\partial x\partial y\partial x}+\frac{\partial^3\mathbf{w}}{\partial y\partial x^2}\right]+\\+\frac{\partial^2\psi_2}{\partial y\partial x}\cdot\left[\int_{-h}^{h}f_2\cdot z\cdot dz-\frac{2\cdot h^3}{3}\cdot M_1+M_2\cdot\int_{-h}^{h}f_1\cdot z\cdot dz\right]+\\+\frac{\partial^2\Phi_2}{\partial x^2}\cdot\left[\int_{-h}^{h}f_4\cdot z\cdot dz-\frac{2\cdot h^3}{3}\cdot M_3+M_4\cdot\int_{-h}^{h}f_3\cdot z\cdot dz\right]\end{array}\right|+$$

$$+D\cdot\left(-\frac{2\cdot h^3}{3}\cdot\frac{\partial^3\mathbf{w}}{\partial x^2\partial y}+\frac{\partial^2\psi_2}{\partial x\partial y}\cdot\left[\int_{-h}^{h}f_2\cdot z\cdot dz-\frac{2\cdot h^3}{3}\cdot M_1+M_2\cdot\int_{-h}^{h}f_1\cdot z\cdot dz\right]\right)+$$

$$+H\cdot\left(-\frac{2\cdot h^3}{3}\cdot\frac{\partial^3\mathbf{w}}{\partial y^3}+\frac{\partial^2\Phi_2}{\partial y^2}\cdot\left[\int_{-h}^{h}f_4\cdot z\cdot dz-\frac{2\cdot h^3}{3}\cdot M_3+M_4\cdot\int_{-h}^{h}f_3\cdot z\cdot dz\right]\right)+$$

$$+K\cdot\left(\begin{array}{c}\frac{\partial T_2}{\partial y}\cdot\left[\frac{2\cdot h^3}{3}\cdot M_7+\int_{-h}^{h}f_5\cdot z\cdot dz\right]+\frac{\partial T_3}{\partial y}\cdot\left[\frac{2\cdot h^3}{3}\cdot M_8+\int_{-h}^{h}f_6\cdot z\cdot dz\right]+\\+\frac{2\cdot h^3}{3}\cdot M_9\cdot\left[\frac{\partial\theta_2}{\partial y}-\frac{\partial\theta_1}{\partial y}\right]\end{array}\right)-$$

$$-G_{yz}\cdot\Phi_2\cdot\left(\int_{-h}^{h}F_4\cdot dz-2\cdot h\cdot M_3+M_4\cdot\int_{-h}^{h}F_3\cdot dz\right)=-\sum_{p=1}^{b}m_p^y+$$

$$+\rho\cdot\left(-\frac{2\cdot h^3}{3}\cdot\frac{\partial^3\mathbf{w}}{\partial y\partial t^2}+\frac{\partial^2\Phi_2}{\partial t^2}\cdot\left[\int_{-h}^{h}f_4\cdot z\cdot dz-\frac{2\cdot h^3}{3}\cdot M_3+M_4\cdot\int_{-h}^{h}f_3\cdot z\cdot dz\right]\right);$$

$$\lambda_x\cdot\left(\begin{array}{c}\frac{\partial^2 T_2}{\partial x^2}\cdot\left[2\cdot h\cdot M_5+\int_{-h}^{h}f_5\cdot dz\right]+\frac{\partial^2 T_3}{\partial x^2}\cdot\left[2\cdot h\cdot M_6+\int_{-h}^{h}f_6\cdot dz\right]+\\+h\cdot\left[\frac{\partial^2\theta_2}{\partial x^2}+\frac{\partial^2\theta_1}{\partial x^2}\right]\end{array}\right)+$$

$$+\lambda_y\cdot\left(\begin{array}{c}\frac{\partial^2 T_2}{\partial y^2}\cdot\left[2\cdot h\cdot M_5+\int_{-h}^{h}f_5\cdot dz\right]+\frac{\partial^2 T_3}{\partial y^2}\cdot\left[2\cdot h\cdot M_6+\int_{-h}^{h}f_6\cdot dz\right]+\\+h\cdot\left[\frac{\partial^2\theta_2}{\partial y^2}+\frac{\partial^2\theta_1}{\partial y^2}\right]\end{array}\right)+$$

$$+\lambda_z\cdot\left(T_2\cdot\int_{-h}^{h}\Omega_1\cdot dz+T_3\cdot\int_{-h}^{h}\Omega_2\cdot dz\right)=$$

$$=c\cdot\rho\cdot\left(\begin{array}{c}\frac{\partial T_2}{\partial t}\cdot\left[2\cdot h\cdot M_5+\int_{-h}^{h}f_5\cdot dz\right]+\frac{\partial T_3}{\partial t}\cdot\left[2\cdot h\cdot M_6+\int_{-h}^{h}f_6\cdot dz\right]+\\+h\cdot\left[\frac{\partial\theta_2}{\partial t}+\frac{\partial\theta_1}{\partial t}\right]\end{array}\right);$$

$$\lambda_x\cdot\left(\begin{array}{c}\frac{\partial^2 T_2}{\partial x^2}\cdot\left[\frac{2\cdot h^3}{3}\cdot M_7+\int_{-h}^{h}f_5\cdot z\cdot dz\right]+\frac{\partial^2 T_3}{\partial x^2}\cdot\left[\frac{2\cdot h^3}{3}\cdot M_8+\int_{-h}^{h}f_6\cdot z\cdot dz\right]+\\+\frac{2\cdot h^3}{3}\cdot M_9\cdot\left[\frac{\partial^2\theta_2}{\partial x^2}-\frac{\partial^2\theta_1}{\partial x^2}\right]\end{array}\right)+$$

$$+\lambda_y\cdot\left(\begin{array}{c}\frac{\partial^2 T_2}{\partial y^2}\cdot\left[\frac{2\cdot h^3}{3}\cdot M_7+\int_{-h}^{h}f_5\cdot z\cdot dz\right]+\\+\frac{\partial^2 T_3}{\partial y^2}\cdot\left[\frac{2\cdot h^3}{3}\cdot M_8+\int_{-h}^{h}f_6\cdot z\cdot dz\right]+\frac{2\cdot h^3}{3}\cdot M_9\cdot\left[\frac{\partial^2\theta_2}{\partial y^2}-\frac{\partial^2\theta_1}{\partial y^2}\right]\end{array}\right)++\lambda_z\cdot\left(T_2\cdot\int_{-h}^{h}\Omega_1\cdot z\cdot dz+T_3\cdot\int_{-h}^{h}\Omega_2\cdot z\cdot dz\right)=$$

$$= c \cdot \rho \cdot \left(\begin{array}{c} \frac{\partial T_2}{\partial t} \cdot \left[\frac{2 \cdot h^3}{3} \cdot M_7 + \int_{-h}^{h} f_5 \cdot z \cdot dz \right] + \frac{\partial T_3}{\partial t} \cdot \left[\frac{2 \cdot h^3}{3} \cdot M_8 + \int_{-h}^{h} f_6 \cdot z \cdot dz \right] + \\ + \frac{2 \cdot h^3}{3} \cdot M_9 \cdot \left[\frac{\partial \theta_2}{\partial t} - \frac{\partial \theta_1}{\partial t} \right] \end{array} \right),$$

где x, y, z – декартовы ортогональные координаты, заданные в системе отсчета, представляющей собой недеформированное состояние УЭК, «мысленно» снабженное «часами»; $2 \cdot h$ – толщина выносного упругого элемента; u_0, v_0 – компоненты вектора перемещения точки срединной поверхности УЭК в плоскости указанной поверхности; $f_1, f_2, f_3, f_4, f_5, f_6$ – функции произвольного вида, при помощи которых задается нелинейность распределения по толщине выносного упругого элемента температурного поля и тангенциальных компонентов вектора перемещения точки указанного тела; ψ_2, Φ_2, T_2, T_3 – функции, не имеющие четких физических интерпретаций и являющиеся искомыми при решении различных прикладных задач; θ_2, θ_1 – известные значения температур нижней и, соответственно, верхней лицевых поверхностей УЭК; λ_x, λ_y, λ_z – коэффициенты теплопроводности, заданные для направлений x, y и, соответственно, z, определенных осями системы координат; ρ – плотность композитного выносного упругого элемента; c – удельная теплоемкость УЭК при постоянном тензоре деформации, под которой, как правило, понимают удельную теплоемкость упругого тела при отсутствии его деформаций [10, с. 28]; $\mathbf{w}$ – векторы перемещений точек срединной поверхности, задающие их трансляционные движения в направлениях, определенных нормалями к указанной поверхности; $F_1 = \frac{df_1}{dz}$; $F_2 = \frac{df_2}{dz}$; $F_3 = \frac{df_3}{dz}$; $F_4 = \frac{df_4}{dz}$; $F_5 = \frac{df_5}{dz}$; $F_6 = \frac{df_6}{dz}$; $\Omega_1 = \frac{dF_5}{dz}$; $\Omega_2 = \frac{dF_6}{dz}$; G_{xy}, G_{xz}, G_{yz} – модули сдвигов в плоскостях Oxy, Oxz и, соответственно, Oyz, определенных осями заданной системы координат; q_i^x, q_i^y – компоненты вектора i-ой касательной внешней нагрузки, действующей на одну из лицевых поверхностей УЭК; k – количество внешних касательных воздействий на лицевые поверхности выносного упругого элемента; $\mathbf{q}_j^n$ – вектор j-ой нормальной поверхностной нагрузки, действующей на одну из лицевых поверхностей композитной конструкции; m – количество нагрузок, оказывающих воздействия на лицевые поверхности УЭК в перпендикулярных к ним направлениях; m_p^x, m_p^y – компоненты вектора p-ой внешней моментной нагрузки, действующей на одну из лицевых поверхностей выносного упругого элемента; b – количество внешних моментных нагрузок, приложенных к лицевым поверхностям композитной конструкции; t – математическое время; A, B, C, D, H, K, M_1, M_2, M_3, M_4, M_5, M_6, M_7, M_8, M_9 – коэффициенты, заданные выражениями вида:

$$\begin{aligned} & A = \frac{-a_{yy}}{a_{yx} \cdot a_{xy} - a_{xx} \cdot a_{yy}}; \; B = \frac{a_{xy}}{a_{yx} \cdot a_{xy} - a_{xx} \cdot a_{yy}}; \\ & C = \frac{a_{yy} \cdot \chi_x - a_{xy} \cdot \chi_y}{a_{yx} \cdot a_{xy} - a_{xx} \cdot a_{yy}}; \; D = \frac{a_{yx}}{a_{yx} \cdot a_{xy} - a_{xx} \cdot a_{yy}}; \\ & H = \frac{-a_{xx}}{a_{yx} \cdot a_{xy} - a_{xx} \cdot a_{yy}}; \; K = \frac{a_{xx} \cdot \chi_y - a_{yx} \cdot \chi_x}{a_{yx} \cdot a_{xy} - a_{xx} \cdot a_{yy}}; \\ & M_1 = \frac{F_2(h) \cdot F_1(-h) - F_2(-h) \cdot F_1(h)}{F_1(-h) - F_1(h)}; \; M_2 = \frac{F_2(h) - F_2(-h)}{F_1(-h) - F_1(h)}; \\ & M_3 = \frac{F_4(h) \cdot F_3(-h) - F_3(h) \cdot F_4(-h)}{F_3(-h) - F_3(h)}; \; M_4 = \frac{F_4(h) - F_4(-h)}{F_3(-h) - F_3(h)}; \\ & M_5 = \frac{-f_5(h) - f_5(-h)}{2}; \; M_6 = \frac{-f_6(h) - f_6(-h)}{2}; \\ & M_7 = \frac{f_5(h) - f_5(-h)}{-2 \cdot h}; \; M_8 = \frac{f_6(h) - f_6(-h)}{-2 \cdot h}; \; M_9 = \frac{1}{-2 \cdot h}, \end{aligned} \qquad (2)$$

в которых χ_x, χ_y – коэффициенты линейного температурного расширения композитного УЭК в направлениях x и, соответственно, y, заданных осями системы координат; $a_{xx} = \frac{1}{E_x}$, $a_{xy} = -\frac{\nu_{xy}}{E_y}$, $a_{yx} = -\frac{\nu_{yx}}{E_x}$, $a_{yy} = \frac{1}{E_y}$ – коэффициенты упругости выносного элемента КА.

Модулями продольных упругостей E_x и E_y задаются жесткости УЭК космического аппарата в направлениях, определенных координатными осями x и, соответственно, y. Коэффициентами Пуассона ν_{xy} и ν_{yx} описываются деформации композитной конструкции в направлениях x и, соответственно, y, заданных осями системы координат, при влиянии на указанное тело нагрузок, действующих в ортогональных направлениях y и, соответственно, x.

Новизна математической модели (1) заключается в использовании при выводе содержащихся в ее составе уравнений функций общего вида, которыми задается нелинейность распределения по толщине УЭК КА температурного поля и тангенциальных компонентов вектора перемещения точки указанного упругого тела. Как уже было отмечено, идея разработки математических формализаций НДС композитных оболочечных конструкций с применением произвольных функций, описывающих нелинейность изменения по толщинам деформируемых тел компонентов векторов перемещений их точек, впервые была опубликована в работе [7]. Кинематические соотношения, заданные при формировании системы уравнений (1), предназначенной для получения решений прикладных задач, связанных с прогнозированием форм и параметров колебаний ортогонально анизотропных композитных УЭК КА, представляют собой адаптированный для указанной математической модели вариант выражений, предложенных В. К. Ивановым [Там же]:

$$\begin{aligned}
&U(x,\ y,\ z,\ t)=u_0(x,\ y,\ t)+z\cdot\psi_0(x,\ y,\ t)+\\
&\quad+f_1(z)\cdot\psi_1(x,\ y,\ t)+f_2(z)\cdot\psi_2(x,\ y,\ t);\\
&V(x,\ y,\ z,\ t)=v_0(x,\ y,\ t)+z\cdot\Phi_0(x,\ y,\ t)+\\
&\quad+f_3(z)\cdot\Phi_1(x,\ y,\ t)+f_4(z)\cdot\Phi_2(x,\ y,\ t);\\
&W(x,\ y,\ t)=\mathbf{w}(x,\ y,\ t);\\
&-h\ \le\ z\ \le\ h,
\end{aligned}\tag{3}$$

где $U(x,\ y,\ z,\ t)$, $V(x,\ y,\ z,\ t)$, $W(x,\ y,\ t)$ – компоненты вектора перемещения точки выносного упругого элемента; $u_0(x,\ y,\ t)$, $v_0(x,\ y,\ t)$ – компоненты вектора перемещения точки срединной поверхности УЭК в плоскости указанной поверхности, реализующегося при ее растяжении или сжатии в процессе деформирования элемента космического аппарата; $z\cdot\psi_0(x,\ y,\ t)$, $z\cdot\Phi_0(x,\ y,\ t)$ – компоненты вектора перемещения точки композитной конструкции в плоскости, эквидистантной ее срединной поверхности, возникающего вследствие поворота поперечного сечения, обусловленного колебательным движением указанного тела; $f_1(z)\cdot\psi_1(x,\ y,\ t)$, $f_3(z)\cdot\Phi_1(x,\ y,\ t)$, $f_2(z)\cdot\psi_2(x,\ y,\ t)$, $f_4(z)\cdot\Phi_2(x,\ y,\ t)$ – компоненты учитывающих искривления поперечного сечения УЭК КА в процессе совершения им колебательного движения «первого» и, соответственно, «второго» векторов перемещения точки выносного упругого элемента в направлениях x, y и z, заданных осями системы координат; $-h$, h – отсчитываемые по оси z координаты нижней и, соответственно, верхней лицевых поверхностей композитной конструкции; $\mathbf{w}(x,\ y,\ t)$ – векторы, описывающие реализующиеся в процессе колебаний УЭК перемещения точек его срединной поверхности в перпендикулярных к указанной поверхности направлениях; $f_1(z)$, $f_2(z)$, $f_3(z)$, $f_4(z)$ – произвольные функции, при помощи которых задается нелинейность распределения по толщине выносного упругого элемента КА тангенциальных компонентов $U(x,\ y,\ z,\ t)$ и, соответственно, $V(x,\ y,\ z,\ t)$ вектора перемещения точки указанной композитной конструкции, совершаемого ей в процессе деформирования УЭК.

Функция распределения температурного поля ортогонально анизотропного выносного упругого элемента космического аппарата по его толщине при разработке математической модели (1) была задана в виде следующего ряда:

$$\begin{aligned}
&T(x,\ y,\ z,\ t)=T_0(x,\ y,\ t)+z\cdot T_1(x,\ y,\ t)+\\
&\quad+f_5(z)\cdot T_2(x,\ y,\ t)+f_6(z)\cdot T_3(x,\ y,\ t),
\end{aligned}\tag{4}$$

где $T(x,\ y,\ z,\ t)$ – температура УЭК; $f_5(z)$, $f_6(z)$ – произвольные функции, при помощи которых учитывается нелинейность изменения температурного поля выносного упругого элемента по его толщине.

В выражениях (3) нормальный компонент $W(x,\ y,\ t)$ вектора перемещения точки композитной конструкции не зависит от координаты z, которой определена толщина указанного упругого тела, что обусловлено следующим принятым допущением:

$$\left.\begin{aligned}E_z&=\infty;\\ \nu_{zx}=\nu_{zy}&=0;\\ \chi_z&=0\end{aligned}\right\}\Rightarrow\varepsilon_z=\frac{\partial W(x,\ y,\ t)}{\partial z}=0,\tag{5}$$

где E_z – модуль продольной упругости УЭК, значением которого задана жесткость элемента в направлении, определенном координатной осью z; ν_{zx}, ν_{zy} – коэффициенты Пуассона, описывающие деформации композитной конструкции в направлении, заданном осью z системы координат, возникающие при воздействиях на упругое тело нагрузок в направлениях, определенных осями x и, соответственно, y; χ_z – коэффициент линейного температурного расширения УЭК в направлении z, заданном осью аппликат системы координат;

ε_z – компонент тензора деформаций выносного упругого элемента КА, при помощи которого описывается изменение значения габаритного размера, определяющего толщину УЭК.

В соответствии с математической формализацией (5) принятого допущения толщина выносного тонкостенного упругого элемента конструкции космического аппарата в процессе совершения им колебательного движения не изменяется. Отметим, что для получения решений прикладных задач, связанных с прогнозированием форм и параметров колебаний УЭК КА, условность о равенстве модуля продольной упругости E_z бесконечности, использующаяся при разработке математических моделей НДС упругого тела, является правомерной. Указанное утверждение обосновано нецелесообразностью математического описания перемещений точек упругого тела по его толщине в процессе деформирования. Важно подчеркнуть, что допущение (5) несправедливо использовать при разработке систем уравнений, предназначенных для получения решений задач прочности и устойчивости композитных конструкций, так как для корректного определения значений допускаемых напряжений и величин напряжений, соответствующих потере устойчивости упругого тела, необходимо учитывать деформирование конструкционного материала по толщине изделия.

В дополнение к допущению (5) при выводе выражений (1) были приняты следующие ограничения:

- композитный УЭК КА наделен свойствами идеально упругого тела, приведенными в работе [6, с. 5-6], за исключением изотропности;
- источники теплоты в композиционном материале выносного упругого элемента космического аппарата отсутствуют;
- температурное поле УЭК КА изменяется вследствие влияний внешних тепловых нагрузок и за счет теплопроводности материала, использующегося при изготовлении указанной конструкции;
- изменения температуры упругого тела, обусловленные его деформациями, являются пренебрежимо малыми, как следствие, они не учитывались при разработке математической модели (1).

Функции $u_0(x,\ y,\ t)$, $\psi_0(x,\ y,\ t)$, $\psi_1(x,\ y,\ t)$, $\psi_2(x,\ y,\ t)$, $v_0(x,\ y,\ t)$, $\Phi_0(x,\ y,\ t)$, $\Phi_1(x,\ y,\ t)$, $\Phi_2(x,\ y,\ t)$, $\mathbf{w}(x,\ y,\ t)$, $T_0(x,\ y,\ t)$, $T_1(x,\ y,\ t)$, $T_2(x,\ y,\ t)$, $T_3(x,\ y,\ t)$, заданные в соотношениях (3) и (4), являются искомыми при выполнении математического моделирования НДС УЭК космического аппарата, из которых $u_0(x,\ y,\ t)$, $v_0(x,\ y,\ t)$, $\psi_2(x,\ y,\ t)$, $\Phi_2(x,\ y,\ t)$, $\mathbf{w}(x,\ y,\ t)$, $T_2(x,\ y,\ t)$, $T_3(x,\ y,\ t)$ определяются на основе математической модели (1). Физические величины $\psi_0(x,\ y,\ t)$, $\psi_1(x,\ y,\ t)$, $\Phi_0(x,\ y,\ t)$, $\Phi_1(x,\ y,\ t)$, $T_0(x,\ y,\ t)$, $T_1(x,\ y,\ t)$ выражаются через перечисленные функции при помощи граничных условий, поставленных для лицевых поверхностей выносного упругого элемента КА:

$$\begin{aligned}
&\tau_{zx}(x,\ y,\ h,\ t)=0;\ \tau_{zx}(x,\ y,\ -h,\ t)=0;\\
&\tau_{zy}(x,\ y,\ h,\ t)=0;\ \tau_{zy}(x,\ y,\ -h,\ t)=0;\\
&T(x,\ y,\ h,\ t)=\theta_1(x,\ y,\ t);\ T(x,\ y,\ -h,\ t)=\theta_2(x,\ y,\ t),
\end{aligned} \qquad (6)$$

где $\tau_{zx}(x,\ y,\ h,\ t)$, $\tau_{zx}(x,\ y,\ -h,\ t)$ – касательные напряжения, действующие в верхней и, соответственно, в нижней лицевых поверхностях УЭК в направлении x, заданном осью абсцисс системы координат; $\tau_{zy}(x,\ y,\ h,\ t)$, $\tau_{zy}(x,\ y,\ -h,\ t)$ – касательные напряжения, действующие в верхней и, соответственно, в нижней лицевых поверхностях выносного упругого элемента в направлении y, заданном осью ординат системы координат; $\theta_1(x,\ y,\ t)$, $\theta_2(x,\ y,\ t)$ – заданные температуры верхней и, соответственно, нижней лицевых поверхностей УЭК.

Как правило, внешние касательные и моментные механические нагрузки не оказывают воздействий на лицевые поверхности выносных упругих элементов КА в процессе его летной эксплуатации. Следовательно, касательные напряжения, возникающие в указанных поверхностях, правомерно принять равными нулю, что отражено в математической формализации граничных условий (6).

Для получения на основе системы уравнений (1) частных аналитических решений прикладных задач, связанных с прогнозированием форм и параметров колебаний композитных ортогонально анизотропных УЭК КА, рационально использовать операторный метод, при помощи которого В. И. Утешевой была разработана представленная в работе [4, с. 41] математическая модель, описывающая поперечные колебания стержней, имеющих круговое сечение.

Функцией $\mathbf{w}(x,\ y,\ t)$, являющейся искомой в системе уравнений (1), описываются прогибы выносного упругого элемента космического аппарата. Как следствие, в ней содержится информация о форме и о параметрах колебаний деформируемого тела. Указанная функция, определенная в общем виде, представляет собой частное аналитическое решение прикладных задач, связанных с прогнозированием НДС композитной конструкции, изменяющегося в процессе совершения ей колебательного движения.

Важно подчеркнуть, что математическая модель (1) корректно описывает напряженно-деформированные состояния композитных ортогонально анизотропных оболочек, являющихся весьма пологими и подвергающихся в процессе эксплуатации механическим и температурным нагрузкам. Упругое тело правомерно считать весьма пологим, если оно удовлетворяет следующему условию [2, с. 681]:

$$S \leq 0,2 \cdot l, \qquad (7)$$

где S – стрела подъема деформируемой конструкции; l – наименьший габаритный размер упругого тела.

Упругим элементом космического аппарата является оболочка его корпуса, которая в совокупности с выносными УЭК представляет собой систему деформируемых конструкций, объединенных механическими связями. Как следствие, прогнозирование форм и параметров колебаний указанных упругих тел необходимо выполнять с учетом взаимосвязанности их колебательных движений. Математическая модель НДС КА, являющегося деформируемым техническим устройством, представляет собой совокупность следующих математических формализаций:

- систем уравнений, описывающих колебательные движения каждого упругого элемента космического аппарата;
- граничных условий, поставленных для узлов сопряжения упругих тел, при помощи которых задаются либо перемещения их точек в зонах стыковки, либо напряжения, возникающие в местах соединения при деформировании упругого КА.

Трехмерную математическую модель (1), учитывающую деформации поперечных сдвигов, возникающие в композитных конструкциях в процессе изменения их НДС, правомерно использовать при формировании математического описания колебательного движения космического аппарата в качестве групп уравнений, предназначенных для прогнозирования форм и параметров колебаний следующих его упругих элементов:

- крупногабаритных тонкостенных УЭК в виде весьма пологой или плоской пластины, либо в виде весьма пологой оболочки;
- упругой оболочки корпуса, конструкция которой удовлетворяет условию (7).

В заключение отметим, что разработанная система уравнений (1), описывающая колебательные движения композитных деформируемых тел, для которых выполняется неравенство (7), представляет собой основу для составления алгоритмов определения и формирования управляющих воздействий, реализуемых при помощи усовершенствованных электромеханических приводных устройств ЛСГК, выполняющих демпфирование колебаний выносных УЭК КА на этапе его летной эксплуатации. Математическая модель (1) и предложенный в работах [1; 14, с. 494-497] метод эффективного управления космическими аппаратами, заключающийся в совместном использовании в составах их СУД локальных систем гашения колебаний и СЦУ, являются теоретической базой, обеспечивающей высокую производительность КА и качество решений выполняемых ими задач в соответствии с программами полетов.

Список литературы

1. **Атамасов В. Д., Дементьев И. И.** Метод решения задачи управления ориентацией современных космических аппаратов // Труды четвертой научно-технической конференции молодых ученых и специалистов ФГУП «КБ “Арсенал”». СПб., 2013. С. 34-36.
2. **Вольмир А. С.** Устойчивость деформируемых систем. М.: Наука, 1967. 984 с.
3. **Горшков А. Г., Старовойтов Э. И., Яровая А. В.** Механика слоистых вязкоупругопластических элементов конструкций. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2005. 576 с.
4. **Григолюк Э. И., Селезов И. Т.** Механика твердых деформируемых тел. М.: ВИНИТИ, 1973. Т. 5. Неклассические теории колебаний стержней, пластин и оболочек. 273 с.
5. **Дементьев И. И.** Уравнение для расчета параметров и определения форм колебательных процессов конструктивных элементов космических аппаратов, геометрическая форма которых отвечает форме прямоугольных пластин // Труды третьей научно-технической конференции молодых ученых и специалистов ОАО «КБСМ». СПб., 2013. С. 78-81.
6. **Дудяк А. И., Сахнович Т. А.** Прикладная теория упругости: учебное пособие. Минск: Изд-во Гревцова, 2010. 164 с.
7. **Иванов В. К.** Вариант линейной теории композитных оболочек, учитывающий деформации поперечного сдвига и обжатие // Механика композитных материалов. 1989. № 4. С. 682-687.
8. **Иванов В. К., Охочинский М. Н., Дементьев И. И.** Вариант линейной теории композитных стержней, учитывающий деформации поперечного сдвига // Пятые Уткинские чтения: труды международной научно-технической конференции. СПб., 2011. С. 41-46.
9. **Карслоу Г., Егер Д.** Теплопроводность твердых тел / пер. со второго англ. изд. под ред. А. А. Померанцева. М.: Наука, 1964. 488 с.
10. **Коваленко А. Д.** Введение в термоупругость. Киев: Наукова Думка, 1965. 204 с.
11. **Коган М. Н.** Динамика разреженного газа. М.: Наука, 1967. 440 с.
12. **Композиционные материалы**: справочник / под общ. ред. В. В. Васильева, Ю. М. Тарнопольского. М.: Машиностроение, 1990. 512 с.
13. **Романов А. В.** Теория комплексной оптимизации проектирования космических аппаратов с ядерными термоэмиссионными энергетическими установками / под ред. Б. И. Полетаева, А. П. Ковалева. СПб.: НПО «Профессионал», 2010. 474 с.
14. **Сапего М. К., Тестоедов Н. А., Атамасов В. Д., Бабук В. А., Белов В. П., Бурылов Л. С., Романов А. В.** Теория проектирования сложных технических систем космического базирования. СПб.: НПО «Профессионал», 2012. 560 с.
15. **Хаффнер Дж.** Ядерное излучение и защита в космосе / сокр. перев. с англ. Ю. И. Колесникова под ред. Е. Е. Ковалева. М.: Атомиздат, 1971. 320 с.

THREE-DIMENSIONAL MATHEMATICAL MODEL OF DEFLECTED MODE OF BULKY COMPOSITE DETAIL SECTION OF SPACECRAFT CONSTRUCTION

Dement'ev Il'ya Igorevich
Ustinov Aleksandr Nikolaevich
Arsenal Machine-Building Plant Open JSC, St. Petersburg
arsenal@mzarsenal.spb.ru

Atamasov Vladimir Dmitrievich, Doctor in Technical Sciences
Golovanova Vasilina Valer'evna
Izotov Sergei Nikolaevich
Kislitskii Mikhail Ivanovich, Ph. D. in Technical Sciences
Federal State Unitary Enterprise "Design Office «Arsenal»" named after M. V. Frunze
kbarsenal@kbarsenal.ru

In the article a new three-dimensional mathematical model describing the deflected mode of the composite orthogonally anisotropic detail elastic section of spacecraft is presented. The developed system of partial differential equations taking into account the deformation of transverse shifts arising when the deflected mode of the composite construction changes is designed for the forecasting of the shapes and parameters of the oscillations of bulky thin-walled detail elastic sections, which are subjected to the exposure of mechanical and temperature loads at the stage of the flight operation of spacecraft.

Key words and phrases: spacecraft; composite material; bulky composite detail elastic section of construction; control of spacecraft; local damping system; shape and parameters of vibrations; mathematical model of deflected mode of elastic body.

УДК 8; 81:112.2
Филологические науки

Статья посвящена категории вида, которая получила неоднозначную трактовку в трудах отечественных и зарубежных лингвистов. Существуют различные теории относительно характера и способа выражения категории вида в английском языке. Автор рассматривает вид, базирующийся на значении достигнутой предельности, как вершину выражения аспектуальных отношений в языке. Особое внимание уделяется эволюционному становлению видовых отношений в истории английского языка.

Ключевые слова и фразы: аспектуальность; вид; достигнутая предельность; префиксация; видовременная категория.

Дорохина Мария Николаевна
Московский государственный гуманитарный университет им. М. А. Шолохова
Do.mary@mail.ru

К ВОПРОСУ О КАТЕГОРИИ ВИДА В СОВРЕМЕННОМ АНГЛИЙСКОМ ЯЗЫКЕ©

В современном языкознании категория вида носит спорный и дискуссионный характер. Это связано с тем, что у грамматистов нет единой точки зрения относительно следующих вопросов: какие оппозиционные значения формируют категорию вида, и является ли категория вида самостоятельной категорией, или её следует рассматривать как неотъемлемую часть видовременной системы английского языка.

Такие ученые как Н. Ф. Иртеньева [Цит. по: 1, с. 127], В. Н. Жигадло [5, с. 92], И. П. Иванова [6, с. 180], В. Д. Аракин [1, с. 123] не считают категорию вида самостоятельной и определяют ее как категорию, подчиненную категории времени.

В. Н. Жигадло отмечает, что «вид передает способ и характер протекания действия во времени», поэтому данную категорию нельзя рассматривать вне категории времени [5, с. 92]. Профессор И. П. Иванова предлагает не выделять категорию вида в отдельную грамматическую категорию английского языка. Она считает, что система временных форм современного английского языка состоит из двух соотносительных рядов форм времени – абсолютных временных форм, к которым относится группа Индефинит (Indefinite), и относительных временных форм, к которым относятся времена группы Перфект (Perfect) и Длительные (Continuous). Здесь видовые значения, которые не имеют морфологически выраженных формантов, сочетаются с временными значениями [6, с. 180].

В. Д. Аракин считает, что «категория вида имеет лексико-грамматический характер и передает характеристику протекания действия или процесса, обозначенного глаголом, – повторяемость, длительность, многократность, мгновенность действия или результативность, завершенность-незавершенность, или, наконец, предельность, то есть отношение действия к его внутреннему пределу» [1, с. 121].