

Л. И. Грачёва

ТЕРМОНАПРЯЖЕННОЕ СОСТОЯНИЕ
ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ТЕПЛОЗАЩИТНОЙ ОБОЛОЧКИ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ
УГЛА НАМОТКИ УГЛЕРОДНОГО НАПОЛНИТЕЛЯ

*Институт проблем прочности НАН Украины им. Г.С.Писаренко,
ул. Тимирязевская, 2, 01014, Киев, Украина; e-mail: ligrachyo@ipr.kiev.ua*

Abstract. An effect of thermal deformation on the strength of a model of construction of heat-resistant coating is studied for temperatures exceeding 1000° C. This coating is the shell-type and made of carbon-carbon composite with the varying angle of winding to the shell axis. The physical-mechanical characteristics of composite are determined experimentally on the equipment available at the Institute for Problems of Strength with allowance for the conditions which model the real ones. A problem on the stress-strain state of the heat-resistant shell under heating is solved within the framework of the spatial theory of elasticity for the cylinder of length 340 mm, mean surface radius 90 mm, and thickness 10 mm. The findings allow to determine the stress state of coating in dependence on the type and orientation of carbon filler within the temperature range from 20° C to 1200° C.

Key words: construction of heat-resistant coating, carbon-carbon composite, varying angle of winding, cylinder, temperature range from 20° C to 1200° C.

Введение.

Совершенствование современной техники, эксплуатируемой в экстремальных условиях, основывается на использовании конструкционных материалов, которые должны выдерживать термомеханические нагрузки без потери прочности в окислительной среде при температурах выше 1000 °С.

Прогнозирование работоспособности материалов теплозащитных конструкций летательных аппаратов (ЛА) представляет собой сложную задачу, требующую специальных методов расчета и проведения тонких экспериментальных исследований. Прямые измерения в рабочих слоях тепловой защиты практически невозможны из-за высоких температур и быстром протекании всех процессов [9, 11, 16], поэтому судить о работоспособности теплозащитных конструкций можно лишь на основании сравнения расчетных и экспериментальных значений поддающихся измерению параметров.

В качестве теплозащитных материалов летательных аппаратов многоразового действия используются углерод-углеродные композиционные материалы (УУКМ). Исследования и разработки по углерод-углеродным материалам и технологиям их получения во всем мире относятся к приоритетным, определяющим обороноспособность и основные направления научно-технического прогресса государств, владеющих ими [3, 4, 7, 10, 11].

УУКМ представляют собой углеродную (графитовую) матрицу, упрочненную углеродными волокнами. По сравнению с графитовыми материалами УУКМ имеют значительно более высокую термостойкость при меньшей плотности [2, 3].

Настоящая статья посвящена оценке работоспособности тепловой защиты на основе расчета напряженно-деформированного состояния конструкций оболочечного типа из УУКМ. Решение задачи базируется на получении экспериментальных данных и выполнении с их учетом расчета термонапряженного состояния теплозащитного покрытия с по-

следующим анализом распределения температурных напряжений в цилиндрической оболочке из УУКМ в зависимости от технологических (углы намотки наполнителя) и эксплуатационных (температура, скорость нагрева) факторов.

Проведенный комплекс исследований дает возможность выбора материала теплозащитного покрытия с рациональными физико-механическими характеристиками на этапах проектирования и технологической обработки изделия.

1. Экспериментальное исследование физико-механических характеристик УУКМ.

Механические и теплофизические характеристики α , E , G , необходимые для расчета термических напряжений в цилиндрических оболочках, определены экспериментально для условий, имитирующих реальные: при изменении темпов нагрева, состава давления газовой среды, с учетом направления ориентации волокон углеродного наполнителя.

Конструкция цилиндрической оболочки образована симметричной намоткой семейства углеродных нитей под углом φ к образующей, геометрически изменяемым вследствие реальных технологических погрешностей [7, 8]. В данном случае образцы вырезали из натурной теплозащитной цилиндрической оболочки; направление осей анизотропии материала не совпадало с направлением вырезки образцов. Угол φ между измерительными осями X , Y , Z (гранями образца) и осями анизотропии изменялся от 3 до 9°. Фактически, исследованы не образцы, а детали конструктивных элементов с достаточной произвольной ориентацией в пространстве.

Исследование теплового деформирования УУКМ структуры КИМФ [2] проведено по методике объемного дилатометрирования на установке ДКМ-3 [2, 5] со скоростью нагрева 100 °С/мин в нейтральной газовой среде (аргоне) на образцах призматической формы размером 14×14×50 мм. На рис. 1 показаны направления осей одновременного измерения тепловых деформаций образца на установке ДКМ-3, в идеале совпадающие с осями анизотропии материала XYZ.

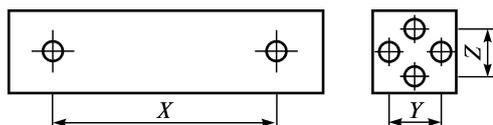


Рис. 1

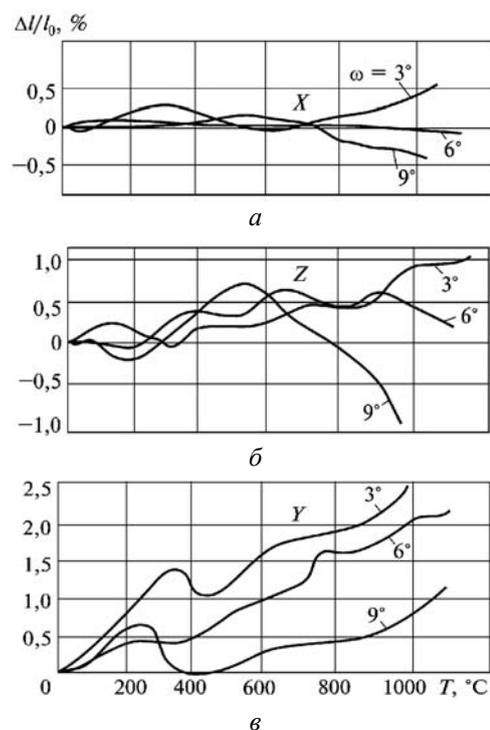


Рис. 2

Углерод-углеродный композиционный материал КИМФ состоит из углеродного каркаса, выполненного методом плетения углеродной нити УКН-5000 (ОСТ 92-1364) в трех взаимно ортогональных направлениях и пироуглеродной матрицы. Коэффициенты армирования находятся в соотношении 1:2:2 в направлениях X (осевом), Z и Y , соответственно. Углеродный трехмерный каркас подвергся насыщению из газовой фазы термоградиентным методом. Плотность материала составляла $\gamma \approx 1,77$ г/см [6, 14].

На рис. 2 показаны результаты исследования теплового деформирования материала КИМФ в зависимости от температуры для различных углов намотки углеродного наполнителя, полученные одновременно по трем взаимно ортогональным координатам XYZ . Из рассмотрения графиков зависимости $\Delta l/l_0$ как функций температуры видно, что материал в целом подвержен расширению, более чем в два раза меньшему вдоль оси X , чем в двух других направлениях, что совершенно очевидно связано с плотностью упаковки слоев в этом направлении. Если вдоль оси X наблюдаются незначительные усадочные явления, то по координатам Z и Y

есть ярко выраженные экстремумы, что свидетельствует о наличии деструкционных процессов в неокончательно сформированной углеродистой матрице [12, 17].

Увеличение угла φ способствует увеличению значений усадки вдоль осей X и Z при температурах 700 – 1200 °С и, напротив, увеличению величин расширения вдоль оси Y . Увеличение угла разворота осей анизотропии относительно координат системы измерения в этом случае обнаруживает рост усадки вдоль осей X и Z , превышающую в два-три раза таковую при $\varphi = 6^\circ$. В то же время наблюдается увеличение значений расширения вдоль оси Y по сравнению с предыдущим графиком.

В результате исследования теплового деформирования (неодновременность опроса размеров по X , Y и Z составляла не более 0,01с) установлено, что как расширение, так и усадка связаны с коэффициентом анизотропии композита. Вдвое меньшая, чем по осям Z и Y , упаковка волокон в направлении оси X существенно снижает (в 2 – 5 раз) величины теплового деформирования материала.

При несовпадении осей анизотропии материала и осей измерения – с увеличением угла φ разворота осей анизотропии к граням прямоугольного образца – обнаруживается увеличение, в первую очередь, значений усадок по осям X и Z (увеличение от 6 до 9° повышает усадку более, чем в два раза). При этом по оси Y растут величины теплового расширения: при увеличении φ от 3 до 9° – почти в 2,5 раза.

Небольшие вариации угла φ существенно изменяют величины относительного теплового деформирования УУКМ в осевом X и трансверсальном Z направлениях; при увеличении угла φ от 3 до 9° изменяются не только значения $\Delta l/l_0$, но и его знак: при одной и той же температуре УУКМ из зоны расширения переходит в зону усадки. В целом, если рассматривать один образец, то одновременно наблюдающиеся в нем в различных плоскостях и усадка, и расширение способствуют созданию напряженного состояния при сквозном равномерном прогреве материала.

Изменение характеристик упругости и прочности пироуплотненного углеродного КМ в процессе нагрева при сжатии иллюстрирует рис. 3, где (1) – модуль упругости E , (2) – предел прочности УУКМ σ_B в зависи-

мости от температуры. В рассмотренном температурном диапазоне кривая изменения модуля упругости E имеет выраженный максимум в области температуры 1000°С, площадку стабильности в диапазоне 1500 – 2000°С, резкое падение значения E до 10 % своего исходного значения при температуре 3000°С [14]. Предел прочности, как и модуль упругости, снижается в интервале 20 – 500°С, кривая K его изменения имеет почти стабильный участок в диапазоне температур 500 – 1500°С, резкий всплеск при $T = 2000^\circ\text{C}$ и падение величины при $T = 2000^\circ\text{C}$ (штрих на кривой 2), когда разрушение не происходит при возрастании деформации, и материал полностью переходит в пластическую зону.

Аналогичные результаты получены при кручении образцов из УУКМ в плоскости армирования композита; на рис. 4 приведены зависимости модуля сдвига G_{zx} (1) и G_{zy} (2) УУКМ при кручении от температуры. Как видно из графиков, величины модуля сдвига G_{zx} и G_{zy} уменьшаются при температурах 300 – 700°С, затем растут, достигая максимума при $T = 1000^\circ\text{C}$, а затем плавно снижаются [14].

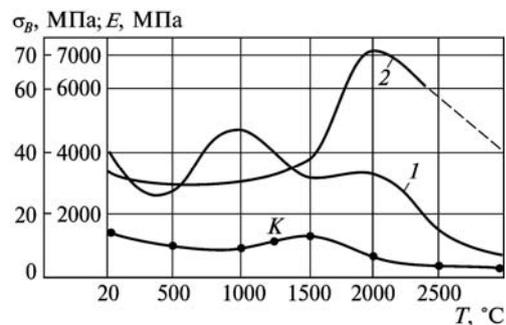


Рис. 3

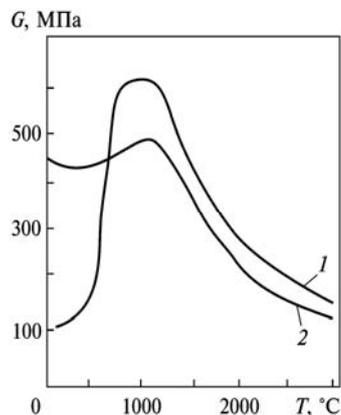


Рис. 4

2. Методика расчета термонапряженного состояния теплозащитной оболочки из УУКМ.

Задача о термонапряженном состоянии цилиндрической толстостенной оболочки из УУКМ при изменении угла намотки наполнителя для условий, моделирующих реальные, решена в рамках пространственной теории упругости. Исследование влияния неоднородности и анизотропии упругих свойств в материале проведено в наиболее общем виде, что позволяет определить окружные перемещения и касательные напряжения $\tau_{r\theta}$ и τ_{rz} в зависимости от изменения угла намотки φ . При $\varphi = 0$ и $\varphi = 90^\circ$ (осесимметричная задача) $U_\theta = 0$, касательные напряжения также равны нулю.

Термонапряженное состояние теплозащитного покрытия конструктивного элемента ЛА в виде цилиндрической оболочки, подверженной действию высокотемпературного газового потока, определим на базе решений системы уравнений теории упругости в цилиндрической системе координат при совместном использовании уравнений теплопроводности и методов численного анализа [1,13,15,18 – 20]. Авторы [16] относят предложенный метод к неклассическим дискретно-структурным теориям слоистых композитных систем – оболочек и пластин.

В качестве исходных принимаем соотношения линейной теории упругости неоднородного тела. Уравнения обобщенного закона Гука в цилиндрической системе координат z, θ, r для i -го слоя ($r_i \leq r \leq r_{i+1}$, $i = 1, 2, \dots, N-1$) оболочки из анизотропного материала с одной плоскостью упругой симметрии $r = \text{const}$ с учетом гипотезы Дюгамеля – Неймана представляем в следующем виде [15]:

$$e_z^i = a_{11}^i \sigma_z^i + a_{12}^i \sigma_\theta^i + a_{13}^i \sigma_r^i + a_{16}^i \tau_{z\theta}^i + a_{11}^i T^i; \quad (1)$$

$$e_\theta^i = a_{12}^i \sigma_z^i + a_{22}^i \sigma_\theta^i + a_{23}^i \sigma_r^i + a_{26}^i \tau_{z\theta}^i + \alpha_{22}^i T^i;$$

$$e_r^i = a_{13}^i \sigma_z^i + a_{23}^i \sigma_\theta^i + a_{33}^i \sigma_r^i + a_{36}^i \tau_{z\theta}^i + \alpha_{33}^i T^i;$$

$$e_{r\theta}^i = a_{44}^i \tau_{r\theta}^i + a_{45}^i \tau_{rz}^i + \alpha_{23}^i T^i; \quad e_{rz}^i = a_{45}^i \tau_{r\theta}^i + a_{55}^i \tau_{rz}^i + \alpha_{13}^i T^i;$$

$$e_{z\theta}^i = a_{16}^i \sigma_z^i + a_{26}^i \sigma_\theta^i + a_{36}^i \sigma_r^i + a_{66}^i \tau_{z\theta}^i + \alpha_{12}^i T^i,$$

где $\sigma_r^i, \sigma_z^i, \sigma_\theta^i, \tau_{z\theta}^i, \tau_{rz}^i, \tau_{r\theta}^i$ – компоненты тензора напряжений: $\sigma_r^i, \sigma_z^i, \sigma_\theta^i$ – нормальные напряжения, действующие на площадках, перпендикулярным координатным линиям r, z, θ ; $\tau_{z\theta}^i, \tau_{rz}^i, \tau_{r\theta}^i$ – касательные напряжения, действующие по указанным площадкам. Упругие характеристики a_{mn}^i , коэффициенты теплового расширения $\alpha_1^i, \alpha_{22}^i, \alpha_{33}^i$, соответственно, в направлениях z, θ, r и модули сдвига $\alpha_{12}^i, \alpha_{13}^i, \alpha_{23}^i$ зависят от радиальной координаты r , что позволяет учитывать произвольное изменение упругих свойств материала по толщине теплозащитного покрытия (ТП). Коэффициенты линейного температурного расширения задаем в следующем виде:

$$\alpha_{11}^i = \alpha_1^i \cos^2 \varphi + \alpha_2^i \sin^2 \varphi; \quad \alpha_{22}^i = \alpha_1^i \sin^2 \varphi + \alpha_2^i \cos^2 \varphi; \\ \alpha_{12}^i = 2(\alpha_1^i - \alpha_2^i) \sin \varphi \cos \varphi; \quad \alpha_{33}^i = \alpha_3^i \quad \alpha_{33}^i = \alpha_3^i, \quad (2)$$

где φ – угол наклона к оси z .

В случае жесткого контакта слоев, когда все слои пакета ТП деформируются без отрыва и проскальзывания, для компонентов тензора напряжений и компонентов вектора перемещения выполняются условия

$$\sigma_r^i = \sigma_r^{i+1}; \quad \tau_{rz}^i = \tau_{rz}^{i+1}; \quad \tau_{r\theta}^i = \tau_{r\theta}^{i+1}; \quad u_r^i = u_r^{i+1}; \quad u_z^i = u_z^{i+1}; \quad u_\theta^i = u_\theta^{i+1}. \quad (3)$$

Температурное поле для i -того слоя ТП определяем из уравнения теплопроводности, которое в цилиндрической системе координат принимает вид

$$K_r^i \frac{\partial}{\partial r} \left(\frac{\partial T^i}{\partial r} \right) + r K_z^i \frac{\partial^2 T^i}{\partial z^2} + \frac{K_\theta^i}{r} \frac{\partial^2 T^i}{\partial \theta^2} = 0 \quad (4)$$

($K_r^i = K_r^i(r)$, $K_z^i = K_z^i(r)$, $K_\theta^i = K_\theta^i(r)$) – коэффициенты теплопроводности, действующей в направлениях r , z , θ). Предполагаем, что выполняются условия тепловой непрерывности по всей поверхности контакта слоев, т.е.

$$T^i = T^{i+1}; K_r^i \frac{\partial T^i}{\partial r} = K_r^{i+1} \frac{\partial T^{i+1}}{\partial r}. \quad (5)$$

В рассматриваемом случае торцы цилиндра $z = 0$, $z = l$ не смещаются в своих плоскостях и не подвержены воздействию нормальной нагрузки. При построении разрешающей системы уравнений принято, что входящие в нее неизвестные функции должны удовлетворять условиям сопряжения смежных слоев и условиям на ограничивающих поверхностях $r = r_0$, $r = r_N$.

После совместного преобразования уравнений обобщенного закона Гука (1) и теплопроводности (4) с последующим применением метода разделения переменных путем разложения разрешающих функций в двойные тригонометрические ряды по Z и θ для каждой пары значений k и n для i -го слоя получаем систему уравнений в виде [1, 15, 21]:

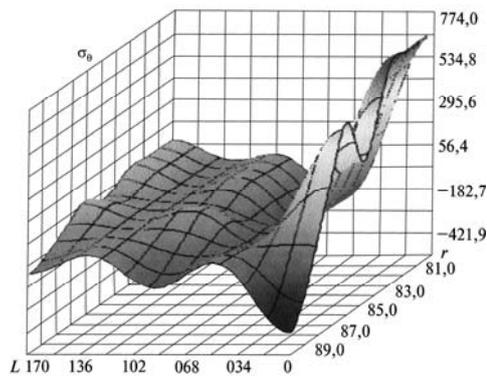
$$\frac{d\bar{\sigma}_{kn}^i}{dr} = C_{kn}^i \bar{\sigma}_{kn}^i + \bar{f}^i; \left(C_{kn}^i = \|c_{mq,k}^i(r)\|; f^i = (f_1^i, f_2^i, \dots, f_8^i); m, q = 1, 2, \dots, 8); \right. \\ \left. \bar{\sigma}_{kn}^i = (\sigma_{r,kn}^i, \tau_{rz,kn}^i, \tau_{r\theta,kn}^i, u_{r,kn}^i, u_{z,kn}^i, u_{\theta,kn}^i, T_{kn}^i, T_{kn}^{i'}) \right); \quad (6)$$

где σ_r – радиальное напряжение; τ_{rz} , $\tau_{r\theta}$ – тангенциальные напряжения; u_r , u_z , u_θ – радиальное, осевое и окружное перемещения в цилиндрической системе координат; T – температура; T' – температурный градиент (здесь индексы k , n и i опущены).

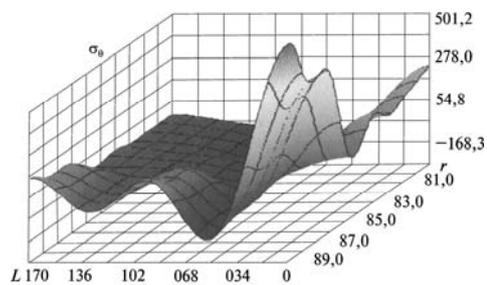
Элементы матрицы C_{kn}^i зависят от физико-механических характеристик материала слоя [2,17], а компоненты вектора f – от температурного воздействия. Выбор в качестве основных неизвестных разрешающих функций, с помощью которых формулируются условия контакта смежных слоев (3), (5), позволяет непрерывно получать решения задачи с автоматическим удовлетворением граничных условий с учетом произвольной неоднородности и анизотропии упругих свойств материала для заданного числа слоев теплозащитной оболочки. Интегрирование уравнений (6) с учетом условий (3) и (5) выполнено при помощи устойчивого численного метода дискретной ортогонализации, позволяющего получать решение с требуемой практической степенью точности.

3. Оценка термонапряженного состояния теплозащитной оболочки из УУКМ при изменении угла намотки наполнителя.

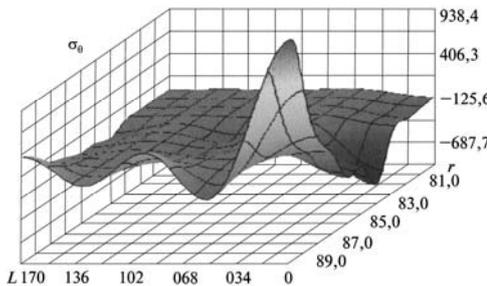
Расчет термонапряженного состояния теплозащитного покрытия из УУКМ выполнен для цилиндра длиной $L = 340$ мм, радиусом срединной поверхности $r = 90$ мм, толщиной $\delta = 10$ мм в соответствии с фактическим распределением температуры в слое теплозащиты для нагреваемой внешним температурным воздействием цилиндрической оболочки. Физико-механические характеристики для расчета температурных напряжений определены экспериментально. Коэффициенты температурного расширения α соответствовали условиям, моделирующим реальные (рис. 2); модули упругости E при растяжении и сжатии и сдвига $G_{z\theta} = G_{yz} = G_{y\theta}$ получены в интервале температур 20 ... 3000°C при нагреве со скоростью 100 град/мин в нейтральной газовой среде (рис. 3, 4).



a

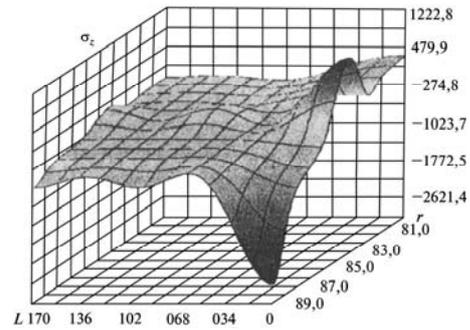


б

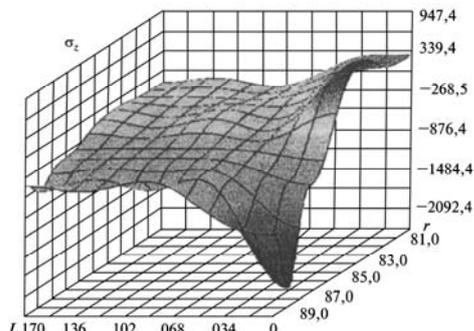


в

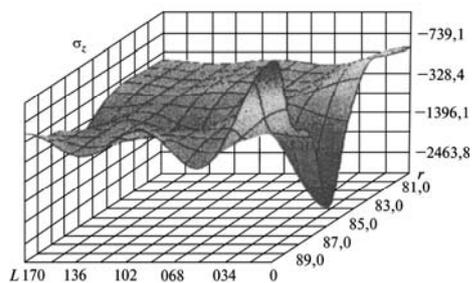
Рис. 5



a



б



в

Рис. 6

Некоторые результаты расчета в виде полей распределения нормальных напряжений по длине и толщине цилиндрической оболочки из УУКМ показаны на рис. 5, 6: σ_{θ} при сжатии (рис. 5) и σ_z при растяжении (рис. 6) для различных углов намотки углеродного наполнителя: *a* – $\varphi = 3^\circ$; *б* – $\varphi = 6^\circ$; *в* – $\varphi = 9^\circ$.

Необходимо заметить, что напряжения возникают в объеме цилиндрической оболочки в результате температурного воздействия, исключая применения каких-либо внешних механических нагрузок. В рассмотренном случае термические напряжения в цилиндрической оболочке из УУКМ развиваются вследствие анизотропии температурного расширения данного композита. При нагреве в одной точке материала одновременно могут происходить расширение и усадка (рис. 2), что неизбежно приводит к деформациям сдвига, которые, накладываясь на термические напряжения в композите вследствие температурных градиентов, являются причиной разрушения целостности покрытия без приложения каких-либо внешних сил.

В качестве примера на рис. 7 представлено изменение максимальных и минимальных значений нормальных термических напряжений $\sigma_{\theta(r)}$ в зависимости от изменения величины угла намотки φ (– в зоне растяжения; - - - в зоне сжатия; 1 – max; 2 – min) в

интервале температур 20 – 1200°С. Из графиков видно, что увеличение угла несовпадения измерительных осей с осями анизотропии УУКМ φ приводит к росту экстремумов на графиках напряжений как в зоне растяжения, так и в зоне сжатия.

В результате экспериментального исследования показано, что при нагреве со скоростью 100°С/мин в нейтральной газовой среде термическое деформирование УУКМ в температурном интервале 20 – 1200°С характеризуется существенной зависимостью от угла намотки углеродного наполнителя для каждой из трех взаимно ортогональных осей измерения XYZ; модули упругости E и сдвига G УУКМ в температурном интервале 20 – 3000°С имеют нелинейный характер, наибольшие значения – при $T = 1000^\circ\text{C}$.

Анализ нормальных термических напряжений, действующих по длине и толщине цилиндрической оболочки из УУКМ, показал, что при увеличении угла намотки углеродного наполнителя от 3 до 9° в температурном интервале от 20 до 1200 °С максимальные величины σ_z и σ_θ возрастают в зоне растяжения: σ_z – в 2,5 раза; σ_θ – в 4 раза; в зоне сжатия: σ_z – в 4 раза; σ_θ – в 3 раза. Максимальные величины $\sigma_{z(r)}$ также возрастают: в 6 раз в зоне растяжения и в 5 раз в зоне сжатия. При этом зона действия максимальных напряжений $\sigma_{z(r)}$ сдвигается на 40 % к поверхности нагрева цилиндрической оболочки как в зоне растяжения, так и в зоне сжатия.

Проведенный расчет показал, что существует резерв прочности теплозащитного покрытия из УУКМ после нагрева, моделирующего реальный характер распределения температур по толщине и длине цилиндрической толстостенной оболочки при прохождении ЛА плотных слоев атмосферы.

Выводы.

1. Выполнено экспериментально-теоретическое исследование наружного слоя цилиндрической теплозащитной оболочки из углерод-углеродных КМ для условий эксплуатации при изменении угла намотки углеродного наполнителя.

2. Экспериментально показано, что при увеличении угла φ разворота осей анизотропии к граням прямоугольного образца от 6 до 9° (технологической погрешности намотки) значения усадок по осям X и Z увеличиваются более, чем в два раза при одновременном увеличении значений теплового расширения по оси Y почти в 2,5 раза.

3. Результаты расчета термических напряжений показали, что возникающие в теплозащитной оболочке термические напряжения изменяются по толщине и длине цилиндра по нелинейному закону и являются результатом действия деформаций сдвига как следствие анизотропии температурного расширения углерод-углеродных композиционных материалов.

4. Показано, что при увеличении угла намотки углеродного наполнителя от 3 до 9° в температурном интервале от 20 до 1200°С максимальные величины σ_z и σ_θ возрастают: в зоне растяжения в 2,5 – 4 раза; в зоне сжатия – в 3 – 4 раза; максимальные величины $\sigma_{z(r)}$ возрастают в 5 – 6 раз как в зоне растяжения, так и в зоне сжатия. При этом зона действия максимальных напряжений $\sigma_{z(r)}$ сдвигается на 40 % к поверхности нагрева цилиндрической оболочки.

5. Наибольшие напряжения сжатия в теплозащитной оболочке из УУКМ концентрируются вблизи поверхности нагрева и не превышают предел прочности материала при данных температурах.

6. Проведенные исследования показали, что на основе предлагаемого подхода, включающего экспериментальную, теоретическую и результирующую составляющие, на технологическом этапе проектирования теплозащитного покрытия ЛА из УУКМ можно выбирать материалы с оптимальными физико-механическими характеристиками, обеспечивающими прочность и надежность функционирования высокотемпературных конструкций.

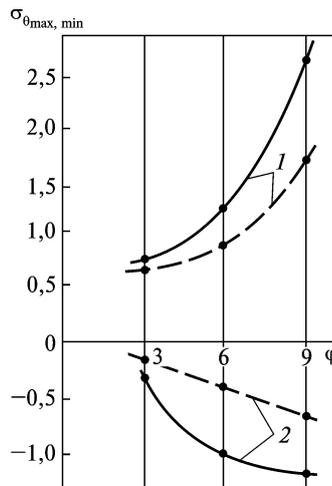


Рис. 7

РЕЗЮМЕ. Досліджено вплив теплового деформування на міцність моделей конструкцій теплозахисних покриттів оболонкового типу вуглець-вуглецевих композиційних матеріалів (ВВКМ) при зміні кута намотки до осі циліндра при температурах, що перевищують 1000°C. Фізико-механічні характеристики ВВКМ встановлено експериментально з врахуванням умов, що моделюють реальні, на установках Інституту проблем міцності НАНУ. Задачу про напружено-деформований стан теплозахисної оболонки при нагріванні розв'язано в рамках просторової теорії пружності для циліндра із ВВКМ довжиною 340 мм, радіусом середньої поверхні 90 мм, товщиною 10 мм. Отримані дані дають можливість визначити напружений стан елементів теплозахисного покриття оболонкового типу, що виготовлено намоткою, в залежності від технологічних факторів: типу і орієнтації вуглецевого наповнювача в інтервалі температур 20 ... 1200°C.

1. Василенко А.Т., Григоренко Я.М. Напряженное состояние ортотропных оболочек вращения при одностороннем контакте с упругим основанием // Прикл.механика. – 1996. – 32, № 12. – С. 50 – 54.
2. Грачёва Л.И. Термическое деформирование и работоспособность материалов тепловой защиты. К.: Наукова думка. – 2006. – 294 с.
3. Гращенков Д.В., Чурсова Л.В. Стратегия развития композиционных и функциональных материалов // Авиационные материалы и технологии. – 2012. – № 5. – С. 231 – 242.
4. Гузь А.Н., Макаренко А.Г., Чернышенко И.С. Прочность конструкций РДТТ. – М.: Машиностроение, 1980. – 244 с.
5. Держстандарт 2308-93. Розрахунки на міцність та випробування технічних виробів. Метод визначення ТКЛР композиційних матеріалів в трьох взаємо-ортогональних напрямках / В.А. Борисенко, Л.І. Грачова, В.В. Венгжен, В.В. Рубан. – К.: Держстандарт України, 1994. – 30 с.
6. Димитриенко Ю.И. Механика композиционных материалов при высоких температурах. – М.: Машиностроение, 1997. – 368 с.
7. Моссаковский В.И., Макаренко А.Г., Никитин П.И. и др. Прочность ракетных конструкций. – М.: Высш. школа, 1990. – 360 с.
8. Образцов И.В., Васильев В.В., Бунаков В.А. Оптимальное армирование оболочек вращения из композиционных материалов. – М.; Машиностроение, 1977. – 256 с.
9. Полежаев Ю.В., Фролов Г.А. Тепловое разрушение материалов. – К.: Академперіодика, 2006. – 352 с.
10. Протасов В.Д., Страхов В.Л., Кульков А.А. Проблемы внедрения композитов в конструкции авиационно-космической техники // Механика композитных материалов. – 1990. – № 6. – С. 1057 – 1063.
11. Скороход В.В. Актуальные направления и задачи исследований в области создания материалов для экстремальных условий эксплуатации / Тр. 3-ей Межд. конф. "Материалы и покрытия в экстремальных условиях", 13 – 17 сент. 2004. – АР Крым, Украина. – С. 3 – 4.
12. Старцев О.В., Курс И.С., Деев И.С., Никушин Е.Ф. Термическое расширение углепластика КМУ-4л после 12 лет экспонирования в условиях открытого космоса // Вопросы материаловедения. – 2013. – № 4 (76). – С. 77 – 85.
13. Avramenko L.E, Shevchenko V.P. On Deformation of Thermoelastic Orthotropic Shallow Shells under Action of a Moving Impulsive Concentrated Source of Heat // Int. Appl. Mech. – 2013. – 49, N 1. – P. 73 – 80.
14. Gracheva L.I. Thermal stresses in composite materials at the manufacturing state // Thermal stresses'05: Proc. 5-th Int. Cong. on Thermal Stresses and Related Topics, 26 – 29 May. – Vienna: University of Technology, 2005. – 1. – P. 763 – 766.
15. Grigorenko Ya.M., Grigorenko A.Ya. The Problems of Statical and Dynamical Deformation of Anisotropic Inhomogeneous Shells with Variable Parameters and Numerical Solution (Review) // Int. Appl. Mech. – 2013. – 49, N 2. – P. 123 – 193.
16. Librescu L., Haise T. Recent developments in the modeling and behavior of advanced sandwich constructions (survey) // Composites Structures. – 2000. – 48. – P. 1 – 17.
17. Nawab Y., Jacquemin F., Casari P., Boyard N., Borjon-Piron Y., Sobotka V. Study of Variation of Thermal Expansion Coefficients in Carbon / Epoxy Laminated Composite Plates // Composites: Part B. – 2013. – 50, N 7. – P. 144 – 149.
18. Piskunov V.G., Rasskazov A.O. Evolution of the Theory Laminated Plates and Shells // Int. Appl. Mech. – 2002. – 38, N 2. – P. 135 – 166.
19. Semenyuk N.P., Trach V.M. Stability of Composite Cylindrical Shells with Noncoincident Directions of Layer Reinforcement and Coordinate Lines // МСМ. – 2005. – 41, – N 5. – P. 651 – 662.
20. Tkachenko E.A., Chekhov Vic.N. Stability of Multilayered Coatings with External Ceramic Layer // Int. Appl. Mech. – 2012. – 48, N 1. – P. 56 – 66.
21. Vasilenko A.T., Besspalova V.I., Urusova G.P. Contact interaction between a laminated shell of revolution and a rigid or elastic foundation // Int. Appl. Mech. – 2005. – 41, N 5. – P. 520 – 525.

Поступила 26.12.2011

Утверждена в печать 03.12.2013