

УДК 531

DOI: 10.26661/2413-6549-2019-2-18

## РАСЧЕТ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ И КВАЗИСТАТИЧЕСКОГО НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ПОДКРЕПЛЕННОГО ОБОЛОЧКОЙ ВЯЗКОУПРУГОГО ЦИЛИНДРА ПРИ НЕСТАЦИОНАРНОМ ТЕРМИЧЕСКОМ НАГРУЖЕНИИ

И. К. Сенченков<sup>1</sup>, О. П. Червинко<sup>1</sup>, Е. В. Доля<sup>2</sup><sup>1</sup>Институт механики им. С. П. Тимошенко НАН Украины,<sup>2</sup>Киевский национальный университет строительства и архитектуры  
term@inmech.kiev.ua**Ключевые слова:**

многослойный полый цилиндр, ракетный двигатель на твердом топливе, линейный вязкоупругий материал, термонапряженное состояние.

Статья посвящена численному моделированию температурных полей и квазистатического напряженно-деформированного состояния демонстрационного варианта ракетного двигателя на твердом топливе при резком изменении температуры окружающей среды. Задача решается методом конечных элементов с использованием шаговой схемы интегрирования по времени.

## РОЗРАХУНОК ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ ТА КВАЗИСТАТИЧНОГО НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ ПІДКРІПЛЕНОГО ОБОЛОНКОЮ В'ЯЗКОПРУЖНОГО ЦИЛІНДРА ПРИ НЕСТАЦІОНАРНОМУ ТЕРМІЧНОМУ НАВАНТАЖЕННІ

І. К. Сенченков<sup>1</sup>, О. П. Червінко<sup>1</sup>, О. В. Доля<sup>2</sup><sup>1</sup>Інститут механіки ім. С. П. Тимошенка НАН України<sup>2</sup>Київський національний університет будівництва і архітектури  
term@inmech.kiev.ua**Ключові слова:**

багатошаровий порожнистий циліндр, ракетний двигун на твердому паливі, лінійний в'язкопружний матеріал, термонапружений стан.

Стаття присвячена чисельному моделюванню температурних полів і квазистатичного напружено-деформованого стану демонстраційного варіанта ракетного двигуна на твердому паливі при різкій зміні температури навколишнього середовища. Задача розв'язується методом скінченних елементів з використанням крокової схеми інтегрування за часом.

## CALCULATION OF TEMPERATURE FIELDS AND QUASISTATIC STRESS-STRAIN STATE OF STIFFENED BY SHELL VISCOELASTIC CYLINDER UNDER UNSTEADY THERMAL LOADING

I. K. Senchenkov<sup>1</sup>, O. P. Chervinko<sup>1</sup>, E. V. Dolya<sup>2</sup><sup>1</sup>S. P. Timoshenko Institute of Mechanics NAS of Ukraine,<sup>2</sup>Kiev National University of Construction and Architecture  
term@inmech.kiev.ua**Key words:**

Multilayer hollow cylinder, solid fuel rocket motor, linear viscoelastic material, thermal stress state.

The article is devoted to the numerical simulation of temperature fields and the quasistatic stress-strain state of multilayer cylindrical elements of rocket motor under non-stationary temperature effects. Solid propellant rocket motor (SRM), in particular, is considered. The motor consists of a hollow cylinder propellant, supported on the side surface and the ends of a three-layer shell. The fuel material is assumed to be a linearly viscoelastic material, while the shell is assumed to be a linearly elastic material. The problem of the thermo stress-strain state of the motor with a sharp change of ambient temperature is considered. Equations of viscoelasticity for fuel are simplified by the Shapery method, with volume deformation assumed to be elastic. In this case, the initial problem is reduced to the problem of thermoelasticity, which is solved by the finite element method

using a stepwise integration scheme over time. For the demonstration version of solid propellant rocket motors, the effect of temperature difference on its surface on the deformed state was studied. Estimates are given of tensile deformations on the surface of the channel, as well as radial stresses at the fuel-insulation, insulation-corpus interface when the ambient temperature changes from 20°C to -40°C.

## 1. Введение

Проектирование ракетных двигателей с твердым топливом привело к изучению системы, состоящей из полого вязкоупругого цилиндра, заключенного в тонкую упругую оболочку [1, 2, 3].

Одной из основных проблем проектирования ракет с ракетным двигателем на твердом топливе (РДТТ) является обеспечение прочности элементов ракеты. При этом можно выделить следующую отдельную задачу – расчет напряженно-деформированного состояния (НДС) корпуса и заряда ракеты с РДТТ в условиях переменных температур.

Температурное нагружение корпуса и заряда ракеты имеет место в течение всего времени эксплуатации ракеты, начиная с момента ее изготовления и кончая работой двигателя во время полета. Температурные напряжения возникают при полимеризации заряда, при послеполимеризационном охлаждении, в процессе хранения и термостатирования ракеты, при нагреве в полете, при воздействии вибрационных нагрузок в результате повышения температуры из-за гистерезисных потерь в вязкоупругом материале заряда и т.п. Поэтому расчет температуры корпуса и заряда ракеты, а также вызванных ею температурных напряжений и деформаций является очень важным при оценке работоспособности РДТТ.

Расчет температурных напряжений в ракетных двигателях на твердом топливе связан с математическими и вычислительными трудностями, обусловленными такими факторами, как сложность геометрии ракетного двигателя, сложное реологическое поведение заряда ракеты, в частности, его неупругие (вязкоупругие) свойства [4], и существенная зависимость механических характеристик топлива от температуры, нелинейность определяющих уравнений, связывающих напряжения, деформации и температуры и др. Поэтому при математическом мо-

делировании термомеханического состояния корпуса ракеты и заряда необходимо принимать некоторые упрощающие предположения. Во-первых, принимается предположение о линейности определяющих уравнений. Во-вторых, предполагается, что зависимость функций релаксации в этих уравнениях от температуры может быть учтена согласно гипотезе о его терморологически простом поведении [5]. Объемное деформирование топлива предполагается упругим, а уравнение для сдвигового деформирования упрощается на основе метода Шепери [6]. Аналитические методы не позволяют получить решения указанных задач для реальной геометрии двигателя.

В настоящей работе с учетом сделанных выше предположений на основе разработок [7] развита конечно-элементная методика и проведен расчет температурного поля и НДС РДТТ при резком изменении температуры окружающей среды.

## 2. Постановка задачи

В качестве объекта исследования рассматривается демонстрационный вариант РДТТ, меридиональное сечение которого показано на рис. 1 а (конечно-элементная разбивка).

На рис. 1 б показано сечение А–А с точками 1, 2 и 3, в которых ниже будет проведен анализ НДС. Точка 3 расположена в центре жесткой оболочки корпуса, которая ограничена двумя слоями теплоизолирующего материала. Область между точками 1 и 2 занята топливом. Канал двигателя предполагается круговым.

Постановка осесимметричной задачи теплопроводности в системе координат  $Orz\phi$  включает балансовые уравнения в цилиндрической системе координат для каждого из слоев

$$\frac{\partial}{\partial z} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial z} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left( \lambda r \frac{\partial T}{\partial r} \right) = c \frac{\partial T}{\partial t}. \quad (1)$$

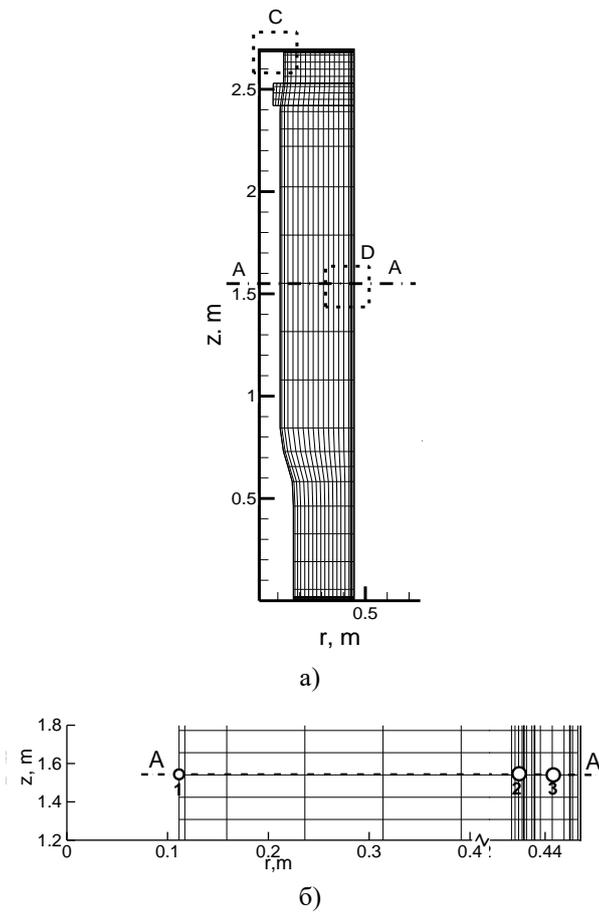


Рис. 1. Схема объекта

Граничные условия на поверхности имеют вид

$$-\left(\lambda \frac{\partial T}{\partial z} n_z + \lambda \frac{\partial T}{\partial r} n_r\right) = \alpha_s (T - T_C). \quad (2)$$

На поверхности между слоями  $k$  и  $k + 1$  принимаются условия идеального теплового контакта

$$T^{(k)} = T^{(k+1)}, q_n^{(k)} = q_n^{(k+1)}. \quad (3)$$

Задаются также начальные условия для температуры

$$T(z, r, 0) = T_0(z, r). \quad (4)$$

Здесь  $T$  – температура,  $c$  – объемная теплоемкость,  $\lambda$  – коэффициент теплопроводности,  $\alpha_s$  – коэффициент теплоотдачи в точке  $(z, r)$  на граничной поверхности,  $T_C$  – температура окружающей среды,  $T_0$  – начальная температура,  $n_r$  и  $n_z$  – компоненты вектора внешней нормали.

Уравнения квазистатического равновесия имеют вид

$$\begin{aligned} \frac{\partial \sigma_{rr}}{\partial r} + \frac{1}{r} (\sigma_{rr} - \sigma_{\phi\phi}) + \frac{\partial \sigma_{rz}}{\partial z} &= 0, \\ \frac{\partial \sigma_{rz}}{\partial r} + \frac{1}{r} \sigma_{rz} + \frac{\partial \sigma_{zz}}{\partial z} &= 0, \end{aligned} \quad (5)$$

где  $\sigma_{rr}$ ,  $\sigma_{zz}$ ,  $\sigma_{\phi\phi}$  – компоненты тензора напряжений.

Вся поверхность тела предполагается свободной от нагрузки, а на поверхностях контакта слоев имеет место идеальный механический контакт.

Механические свойства материалов слоев цилиндра описываются определяющими уравнениями.

Твердое топливо (ТТ) предполагается линейно вязкоупругим изотропным термо-реологически простым материалом. С учетом гипотезы объемной упругости связь девиаторных и шаровых составляющих тензоров напряжений и деформаций имеет вид:

$$s_{ij}(x_i, t) = 2 \int_{-\infty}^t G(\xi - \xi') \frac{\partial e_{ij}(x_i, \tau)}{\partial \tau} d\tau, \quad (6)$$

$$\sigma_{kk} = 3K(\varepsilon_{kk} - \varepsilon_{kk}^T). \quad (7)$$

где  $K$  – модуль объемного сжатия,  $K = const$ ,  $G(\xi)$  – функция релаксации при сдвиге.

Здесь приведенные времена  $\xi$  и  $\xi'$  определяются следующим образом:

$$\begin{aligned} \xi &= \int_0^t \frac{d\eta}{a_T(T(x_i, \eta))}, \\ \xi' &= \int_0^\tau \frac{d\eta}{a_T(T(x_i, \eta))}, \end{aligned} \quad (8)$$

причем  $a_T(T)$  – функция сдвига, определяющая горизонтальный сдвиг изотермической функции релаксации вдоль шкалы  $\log t$  для разных температур.

Согласно Williams-Landel-Ferry [5] имеем

$$\log a_T = \frac{-C_1(T - T_{ref})}{C_2 + (T - T_{ref})}, \quad (9)$$

где  $T_{ref}$  – отсчетная температура,  $C_1$ ,  $C_2$  – материальные коэффициенты.

Физические уравнения термоупругости для материалов изоляции и оболочки описываются законом Гука.

Следуя Sharpy [6], принимаем функцию релаксации при одноосном растяжении  $E_{rel}$  в виде ряда Прони:

$$E_{rel}(t) = E_\infty + \sum_{k=1}^n A_k \exp(-t/2a_T\tau_k), \quad (10)$$

где  $E_\infty$  – равновесный модуль,  $\tau_k$  – времена релаксации,  $A_k$  – константы.

Преобразование Лапласа для (10) дает т.н. операционный модуль:

$$E(s) = s\bar{E}_{rel}(s) = E_{\infty} + \sum_{k=1}^n \frac{sA_k}{s + \frac{1}{2a_T\tau_k}} \quad (11)$$

С учетом гипотезы  $K = const$  получаем выражения операционных коэффициентов Пуассона и модуля сдвига

$$\nu(s) = \frac{1}{2} \left[ 1 - \frac{E(s)}{3K} \right],$$

$$G(s) = \frac{3KE(s)}{9K - E(s)}. \quad (12)$$

Для любого момента времени, подставляя величину  $s = 1/2t$  в уравнения (11), (12), получаем величины  $G(t)$ ,  $\nu(t)$  и  $E(t)$ , которые могут быть использованы в ассоциированном упругом решении. Оно может рассматриваться как приближенное в смысле Шепери зависящее от времени решение задачи вязкоупругости.

### 3. Методика решения задачи

Конечно-элементный подход основан на Лагранжевых вариационных формулировках, представленных выше осесимметричных задач теплопроводности и квазистатики

$$\delta I(T) = \int_F \left[ \lambda \frac{\partial T}{\partial z} \delta \left( \frac{\partial T}{\partial z} \right) + \lambda \frac{\partial T}{\partial r} \delta \left( \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \right.$$

Таблица 1. Значения параметров  $\tau_k$  и  $A_k$

$k$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
$lg \tau_k$	-8,	-7,	-6,	-5,	-4,	-3,	-2,	-1,	0,	1,	2,	3,	4,	5,	6,	7,
$A_k$	0,117	15,88	38,73	53,02	22,56	13,93	5,22	4,56	1,39	1,19	0,446	0,414	0,026	0,010	0,046	0,066

Для длительного  $E_{\infty}$ , мгновенного  $E(0)$  (согласно (15)), а также отсчетного  $E_n$  (используемого в упругих расчетах) модуля имеем значения

$$E_{\infty} = 2\text{МПа}, E(0) = 159,6\text{МПа},$$

$$E_n = 5\text{МПа}. \quad (16)$$

В рамках приближенного метода Шепери преобразование Лапласа уравнения (15) приводит к упругой задаче с переменным модулем

$$E(t) = E_{\infty} + \sum_{k=1}^{16} \frac{sA_k}{s + \frac{1}{2a_T\tau_k}}, \quad (17)$$

$$+ c \frac{\partial T}{\partial t} \delta T \Big] rdzdr + \int_L \alpha_s (T - T_c) \delta T r dl = 0, \quad (13)$$

$$\delta E(u) = \int_F (\sigma_{ij} \delta \varepsilon_{ij} - K_i \delta u_i) dF - \int_L t_{ni} \delta u_i dl = 0, (i, j = z, r, \phi), \quad (14)$$

где  $F$  и  $L$  – поверхность и контур меридионального сечения,  $\vec{t}_n$  – вектор внешних усилий.

При решении вариационных уравнений (13) и (14) используется изопараметрический восьмиузловой четырехугольный конечный элемент.

Поскольку задача термомеханики не является связанной, то сначала решается задача теплопроводности, а затем, с учетом зависимости свойств материала от температуры, решается задача квазистатического равновесия.

Вязкоупругие характеристики топлива задаются выражениями для функции релаксации при одноосном растяжении  $E_{rel}$  и модуля объемного сжатия  $K$ :

$$E_{rel} = E_{\infty} + \sum_{k=1}^n A_k e^{-\frac{t}{2\tau_k a_T}}, \quad (15)$$

$$K = const = 3530\text{МПа},$$

значения  $\tau_k$  и  $A_k$  приведены в таблице 1 [8].

где  $s = 1/2t$ .

Для коэффициента линейного теплового расширения  $\alpha$ , коэффициента теплопроводности  $k$  и объемной теплоемкости топлива  $c$  имеем [9]

$$\alpha = 10^{-4} \frac{1}{^{\circ}\text{C}}, k = 0,15 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^{\circ}\text{C}},$$

$$c = 1,98 \cdot \frac{10^6 \text{Дж}}{\text{м}^3}^{\circ}\text{C} \quad (18)$$

и значения:

$$C_1 = 6, C_2 = 157,$$

$$T_{ref} = 193^{\circ}\text{K} (-80^{\circ}\text{C}). \quad (19)$$

Теплоизоляция предполагается упругим материалом со следующими значениями физико-механических характеристик:

$$\begin{aligned} E &= 5,0 \text{ МПа}, \nu = 0,4999, \\ \alpha &= 3 \cdot 10^{-4} \frac{1}{^\circ\text{C}}, k = 0,2 \frac{\text{Вт}}{\text{м}} ^\circ\text{C}, \\ c &= 6,46 \cdot 10^6 \frac{\text{Дж}}{\text{м}^3} ^\circ\text{C}. \end{aligned} \quad (20)$$

Корпус заряда предполагается изготовленным из изотропного упругого материала со следующими физико-механическими характеристиками [10]:

$$\begin{aligned} E &= 38,29 \text{ ГПа}, \alpha = 2 \cdot 10^{-6} \frac{1}{^\circ\text{C}}, \\ k &= \frac{2,1 \text{ Вт}}{\text{м}} ^\circ\text{C}, c = 1,8 \cdot \frac{10^6 \text{ Дж}}{\text{м}^3} ^\circ\text{C}. \end{aligned} \quad (21)$$

#### 4. Расчет термонапряженного состояния РДТТ

Рассматривается задача для объекта (рис. 1 а) с начальной температурой  $T_0 = 20^\circ\text{C}$ , помещенного в окружающую среду с температурой  $T_c = -20^\circ\text{C}$  и  $T_c = -40^\circ\text{C}$ . Осуществляется конвективный теплообмен на внешней боковой поверхности изделия  $r = 0,45 \text{ м}$ ,  $0 < z < 2,7 \text{ м}$  и по торцам  $z = 0$  и  $z = 2,7 \text{ м}$  с коэффициентом теплоотдачи  $\alpha = 20 \text{ Вт/м}^2 ^\circ\text{C}$ . Внутренняя поверхность теплоизолирована.

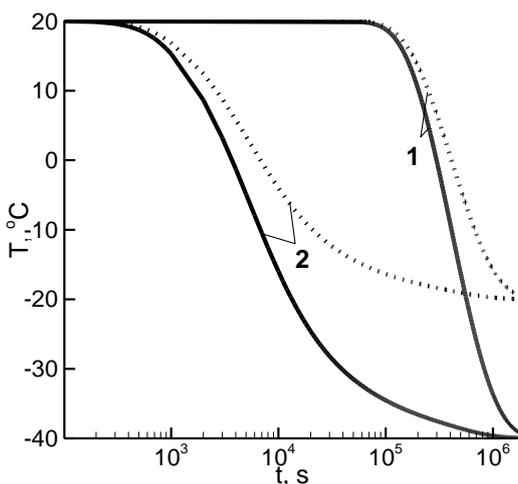


Рис. 2. Кривые охлаждения точек 1 и 2 при температуре окружающей среды  $T_c = -20^\circ\text{C}$  (пунктирные линии) и  $T_c = -40^\circ\text{C}$  (сплошные линии)

Кривые охлаждения крайних точек топлива 1 и 2 в срединном сечении  $A-A$  (рис. 1б) показаны на рис. 2.

Временные зависимости компонент напряжений в точке 1 показаны на рис. 3а.

Видно, что при  $t \approx 10^4 \text{ с}$  напряжения в этой точке проходят фазу сжатия, затем на внутренней поверхности в интервале  $10^5 \text{ с} < t < 10^6 \text{ с}$  в топливе формируются растягивающие напряжения. Основным результатом является формирование существенных по уровню окружающих напряжений  $\sigma_{\phi\phi}$ . В окрестности точки 2 (рис. 1б) напряжения проходят те же стадии эволюции, но по уровню они примерно в 2 раза ниже.

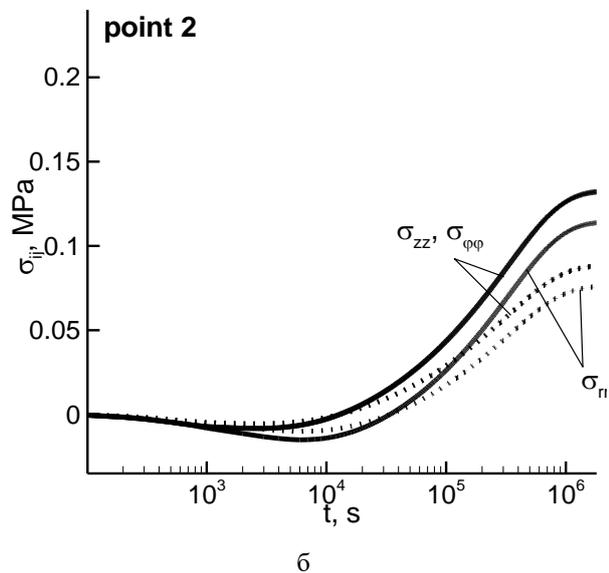
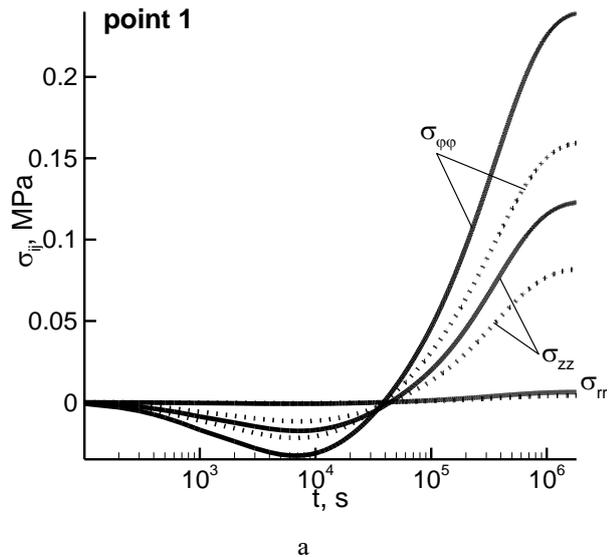
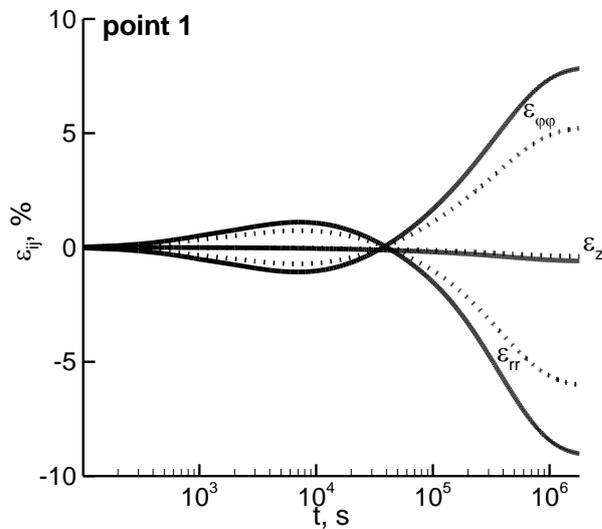


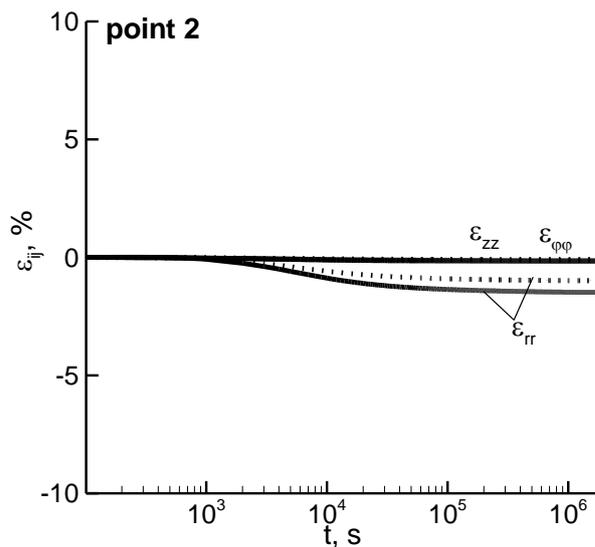
Рис. 3. Временные зависимости напряжений в точках 1 и 2. Сплошные линии –  $T_c = -40^\circ\text{C}$ , пунктирные –  $T_c = -20^\circ\text{C}$

Аналогичным образом происходит эволюция деформаций (рис. 4). При этом максимальной растягивающей компонентой яв-

ляется  $\varepsilon_{\phi\phi}$ , которая достигает 8%. Деформации в точке 2 на порядок ниже, чем в точке 1, поскольку материал стеснен жесткой оболочкой корпуса.



a

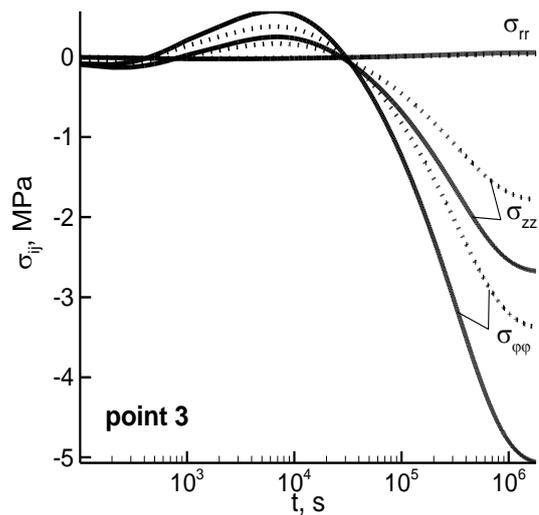


б

**Рис. 4.** Временные зависимости деформаций в точках 1 и 2. Сплошные линии –  $T_c = -40^\circ\text{C}$ , пунктирные –  $T_c = -20^\circ\text{C}$

Эволюция напряжений в точке 3, расположенной в срединной поверхности корпуса изделия, показана на рис. 5. В корпусе при остывании в сечении А–А формируются сжимающие остаточные напряжения.

Максимальными по модулю являются окружные напряжения  $\sigma_{\phi\phi}$ , достигающие при  $T_c = -40^\circ\text{C}$  значения – 5 МПа.



**Рис. 5.** Временные зависимости напряжений в точке 3. Сплошные линии –  $T_c = -40^\circ\text{C}$ , пунктирные –  $T_c = -20^\circ\text{C}$

Растяжение топлива и сжатие оболочки в равновесном охлажденном состоянии обусловлено тем, что коэффициент теплового расширения топлива существенно выше, чем композита оболочки.

Для восприятия полной картины остаточного напряженного состояния на рис. 6 приведены изолинии наиболее существенной компоненты  $\sigma_{\phi\phi}$  в меридиональной плоскости. В средней части изделия наибольшие напряжения в зоне топлива достигаются в области малого радиуса канала (рис. 6 а).

Там же действуют и максимальные сжимающие напряжения в оболочке (рис. 6 б). В окрестности торцов изделия имеются области концентрации напряжений, обусловленные конструктивными особенностями сопряжения топлива и корпуса.

В области малого радиуса канала действуют и максимальные растягивающие окружные деформации (рис. 7). Максимальную деформируемость этой зоны подтверждают и радиальные распределения растягивающих деформаций  $\varepsilon_{\phi\phi}$  и сжимающих  $\varepsilon_{rr}$ , показанные на рис. 8 а и 8 б.

## 5. Выводы

Представленные результаты для задачи об остывании РТТД позволяют сделать следующие выводы для случая  $T_c = -40^\circ\text{C}$ .

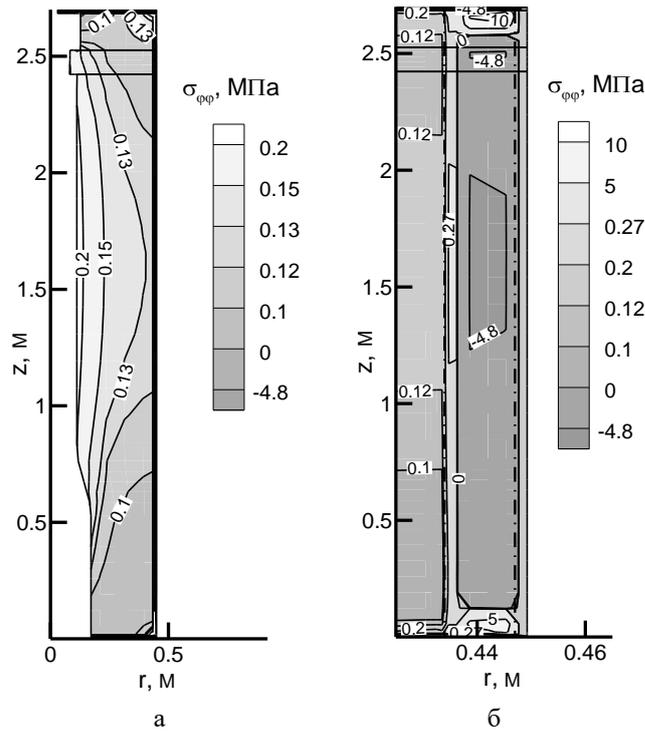


Рис. 6. Распределение  $\sigma_{\phi\phi}$  при  $T_0 = 20^\circ\text{C}$ ,  $T_c = -40^\circ\text{C}$ : а – в топливе; б – в оболочке

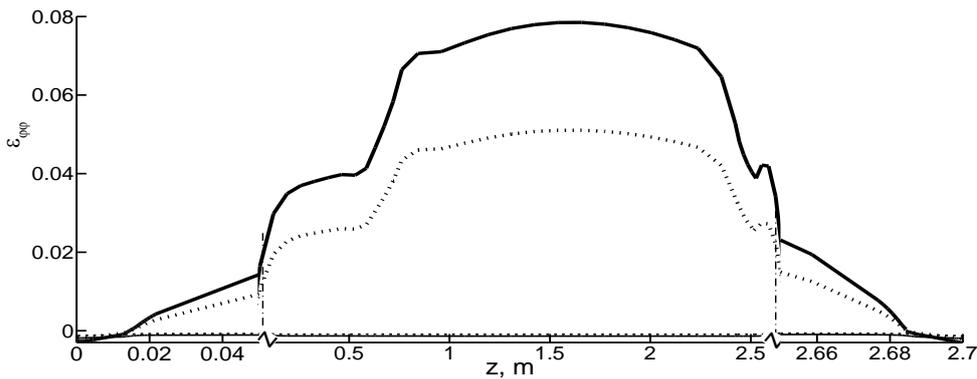


Рис. 7. Распределение  $\epsilon_{\phi\phi}$  по  $z$  в наполнителе вдоль внутренней поверхности канала.  
Сплошная линия –  $T_c = -40^\circ\text{C}$ , пунктирная –  $T_c = -20^\circ\text{C}$ .  
Тонкие линии – распределение  $\epsilon_{\phi\phi}$  в топливе вдоль линии контакта с изоляцией

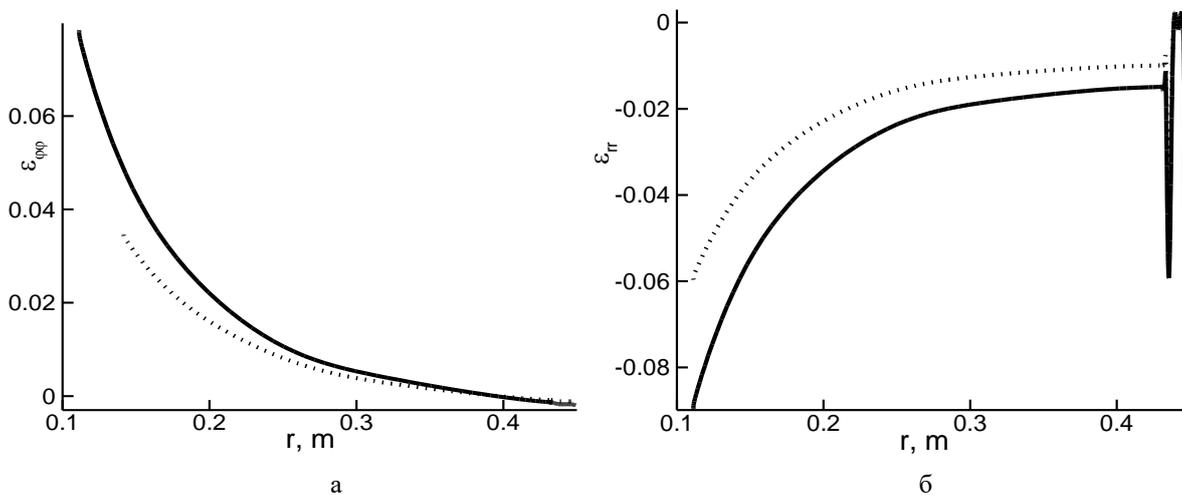


Рис. 8. Распределение  $\epsilon_{\phi\phi}$  (а) и  $\epsilon_{rr}$  (б) по  $r$  в среднем сечении (сечение А – А на рис. 5.3а).  
Сплошная линия –  $T_c = -40^\circ\text{C}$ , пунктирная –  $T_c = -20^\circ\text{C}$

В остаточном состоянии топливо находится в состоянии растяжения (по напряжениям) с максимальным растягивающим напряжением  $\sigma_{\phi\phi} \approx 5 \text{ МПа}$ .

Максимальные растягивающие напряжения и деформации  $\varepsilon_{\phi\phi} \approx 8\%$  достигаются на поверхности канала.

Максимальные радиальные напряжения  $\sigma_{rr}$  на границах топливо–изоляция, изоляция–оболочка(корпус), корпус–внешняя изоляция не превышают  $0,1 \text{ МПа}$ .

В торцевых областях РДТТ имеет место концентрация напряжений, обусловленная особенностями сопряжения топлива и корпуса.

### Литература

1. Москвитин В. В. Сопротивление вязкоупругих материалов. Применительно к зарядам ракетных двигателей на твердом топливе. Москва: Наука, 1972. 325 с.
2. Синюков А. М., Волков П. И., Львов А. И., Мишкович А. М. Баллистическая ракета на твердом топливе. Москва: Воениздат, 1972. 512 с.
3. Фахрутдинов И. Х., Котельников А. В. Конструкции и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. Москва: Машиностроение, 1957. 325 с.
4. Кристенсен Р. Введение в теорию вязкоупругости. Москва: Мир, 1974. 335 с.
5. Ферри Дж. Вязкоупругие свойства полимеров. Москва: Изд-во иностр. лит., 1963. 536 с.
6. Shapery R. A. Approximate methods of transform inversion of viscoelastic stress analysis. *Proc. U.S. Nath. Congr. Appl. Mech.* 1962. Vol. 2. P. 1075–1055.
7. Мотовиловец И. А., Козлов В. И. Механика связанных полей в элементах конструкций. Т. 1. Термоупругость. Киев: Наук. думка, 1957. 264 с.
8. Renganahan K., Nageswara Rao B., Jana M. K. Slump Estimation of Cylindrical Segment Grains of a Typical Rocket Motor under Vertical Storage Conditions. *Trends in Applied Sciences Research.* 2006. Vol. 1, No 1. P. 97–104.
9. Marimuthu R., Nageswara Rao B. Development of efficient finite elements for structural integrity analysis of solid rocket motor propellant grains. *Intern. Jour. Pressure Vessels and Piping.* 2013. Vol. 111-112. P. 131–145.
10. Jayakumar K., Yadav D., Nageswara Rao B. A multi-layer cylindrical shell under electro-thermo-mechanical loads. *Trends in Applied Sciences Research.* 2006. Vol. 1, No 4. P. 356–401.

### References

1. Moskvitin, V. V. (1972). Resistance of viscoelastic materials. Applied to the charges of rocket engines for solid fuels. Moscow: Nauka.
2. Sinyukov, A. M., Volkov, P. I., L'vov, A. I. & Mishkovich, A. M. (1972). Solid fuel ballistic missile. Moscow: Voenizdat.
3. Fakhrutdinov, I. H. & Kotel'nikov, A. V. (1957). Construction and design of the solid fuel rocket motors. Moscow: Mashinostroyeniye.
4. Kristensen, R. (1974). Introduction to the theory of viscoelasticity. Moscow: Mir.
5. Ferry, J. (1963). Viscoelastic properties of polymers. Moscow: Izd-vo inostr. lit.
6. Shapery, R. A. (1962). Approximate methods of transform inversion of viscoelastic stress analysis. *Proc. U.S. Nath. Congr. Appl. Mech.*, Vol. 2, pp. 1075–1055.
7. Motovilovets, I. A. & Kozlov, V. I. (1957). The mechanics of related fields in structural elements. (Vol. 1). Thermoelasticity. Kyev: Naukova dumka.
8. Renganahan, K., Nageswara, Rao B. & Jana, M. K. (2006). Slump Estimation of Cylindrical Segment Grains of a Typical Rocket Motor under Vertical Storage Conditions. *Trends in Applied Sciences Research*, Vol. 1, No 1, pp. 97–104.
9. Marimuthu, R. & Nageswara, Rao B. (2013). Development of efficient finite elements for structural integrity analysis of solid rocket motor propellant grains. *Intern. Jour. Pressure Vessels and Piping*, Vol. 111-112, pp. 131–145.
10. Jayakumar, K., Yadav, D. & Nageswara, Rao B. (2006). A multi-layer cylindrical shell under electro-thermo-mechanical loads. *Trends in Appl. Sci. Research*, Vol. 1, No 4, pp. 356–401.