

УДК 531

НАПРУЖЕННЯ ПРИ ГОРИЗОНТАЛЬНОМУ ЗБЕРІГАННІ РДТП

Гор Сенченков, **Василь Чекурін**, Ольга Червінко

*Інститут механіки ім. С.П. Тимошенка НАН України,
 Інститут прикладних проблем механіки і математики
 ім. Я.С. Підстригача НАН України*

term@inmech.kiev.ua

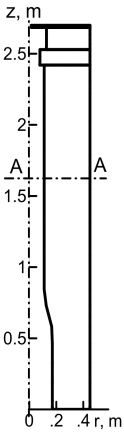


Рис. 1

Однією з основних проблем проектування ракет з РДТП є забезпечення міцності елементів ракети під час зберігання [1]. На рис. 1 показано меридіональний і на рис. 2 – поперечний переріз демонстраційного варіанту РДТП. На рис 2 показано границі шарів паливо-ізоляція, ізоляція-корпус, корпус-ізоляція.

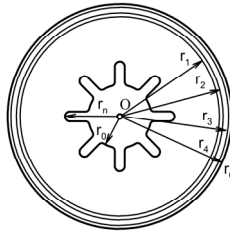


Рис. 2

$$\begin{aligned} r_0 &= 0,125 \text{ м}, \\ r_n &= 0,2125 \text{ м}, \\ r_1 &= 0,434 \text{ м}, \\ r_2 &= 0,437 \text{ м}, \\ r_3 &= 0,447 \text{ м}, \\ r_4 &= 0,450 \text{ м}. \end{aligned}$$

Система рівнянь квазістатичної термомеханіки включає рівняння теплопровідності, рівняння рівноваги з врахуванням об'ємних сил, граничні умови на вільних зовнішній і внутрішній поверхнях, а також умови ідеального механічного контакту на поверхнях шарів.

Тверде паливо (ТП) вважається лінійно в'язкопружним ізотропним терморологічно простим матеріалом. Зв'язок девіаторних складових тензорів напружень і деформацій має вигляд [3]:

$$s_{ij}(x_i, t) = 2 \int_{-\infty}^t G(\xi - \xi') (\partial e_{ij}(x_i, \tau) / \partial \tau) d\tau, \quad \langle \xi, \xi' \rangle = \int_0^{\langle t, \tau \rangle} \frac{d\eta}{a_T(T(x_i, \eta))} \quad (1)$$

де ξ і ξ' – приведені часи, $\log a_T = -C_1(T - T_{ref}) / [C_2 + (T - T_{ref})]$, T_{ref} – відлікова температура, C_1, C_2 – матеріальні коефіцієнти.

Слідуючи Shapery [3] і використовуючи апроксимацію Проні, маємо:

$$E(s) = s\bar{E}_{rel}(s) = E_{\infty} + \sum_{k=1}^n \frac{sA_k}{s+1/2a_T\tau_k}, \quad v(s) = \frac{1}{2} \left[1 - \frac{E(s)}{3K} \right], \quad G(s) = \frac{3KE(s)}{9K - E(s)}, \quad (2)$$

де E_{∞} – рівноважний модуль, τ_k – часи релаксації, A_k – константи [2].

В цій доповіді наведено результати розрахунків НДС, зумовленого дією сил тяжіння, за горизонтального зберігання при $\theta = 20^{\circ}\text{C}$. На рис. 3 показано недеформовану та деформовану конфігурації для рівноважного стану ($t = 2 \cdot 10^6 \text{ c}$, $E = E_{\infty} = 2 \text{ МПа}$). Переміщення збільшені у 15 разів.

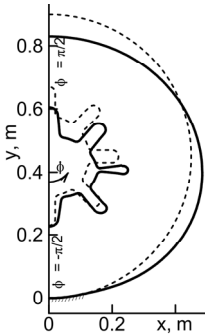


Рис. 3

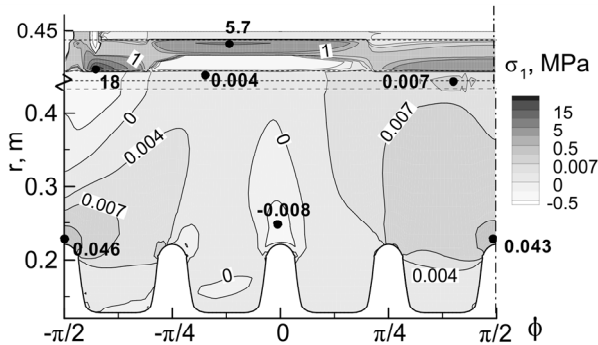


Рис. 4

Головні напруження σ_1 представлені на рис. 4 в полярних координатах на розгортці в осях Or і $O\phi$. Максимальні значення досягаються поблизу ділянки обпирання і обумовлені особливістю напружень. У ділянці нижнього заглиблення $\epsilon_{rr} \approx -1.7\%$, $\epsilon_{\phi\phi} \approx 1.57\%$. Для середнього заглиблення $\epsilon_{rr} \approx 1.57\%$ і $\epsilon_{\phi\phi} \approx -1.53\%$. Деформації $\epsilon_{r\phi}$ максимальні на середньому заглибленні. За критерієм руйнування максимальної нормальної деформації небезпечними є заокруглення верхнього та нижнього заглиблень.

1. Силуков А.М., Волков П.И., Львов А.И., Мишкович А.М. Баллистическая ракета на твердом топливе. – М.: Воениздат, 1972. – 512 с.
2. 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. – **1(1)**. – P. 97–104.
3. Shapery R.A. Approximate methods of transform inversion of viscoelastic stress analysis / Proc. U.S. Nath. Congr. Appl. Mech. – 1962. – Vol. 2. – P. 1075–1085.

STRESSES DURING HORIZONTAL STORAGE OF SOLID FUEL JET ENGINE

The results of calculations of stress-strain state caused by gravity for Solid fuel jet engine during horizontal storage are presented.