

<https://doi.org/10.15407/knit2021.04.003>

УДК 629.7

М. О. ДЕГТЯРЬОВ¹, голов. конструктор
Д. В. АКІМОВ¹, зав. сектору, канд. техн. наук
E-mail: semenenkopv@gmail.com, AkimovDV@kbu.net
О. С. БІЛОУС¹, зав. сектору
E-mail: BelousAS@kbu.net
К. В. АВРАМОВ², зав. відділу, д-р техн. наук, проф.
E-mail: kvavr@kharkov.ua

¹ Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля»
вул. Криворізька 3, Дніпро, Україна, 49008

² Інститут проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного Національної академії наук України
вул. Пожарського 2/10, Харків, Україна 61046

ТЕРМОМІЦНІСТЬ ВІДСІКУ УТРИМАННЯ РАКЕТИ-НОСІЯ ПРИ ВЗАЄМОДІЇ ЗІ СТРУМЕНЕМ ПРОДУКТІВ ЗГОРЯННЯ ПАЛИВА

Термоміцність відсіку утримання розраховується для дослідження можливості його багаторазового використання при пусках ракет-носіїв. Досліджуються нестационарні теплові поля відсіку утримання, зумовлені взаємодією газового потоку маршової рухової установки і відсіку утримання. При старті ракети-носія частина корпусу відсіку утримання зазнає значного теплового впливу, що характеризується високими градієнтами температур. Цей тепловий вплив істотно змінюється з плином часу. Внаслідок такого теплового впливу виникають значні динамічні нестационарні поля напружень. Нашою метою є розрахунок максимальних величин напружень, індукованих цим тепловим полем. Досліджено напружений стан, індукований стаціонарним тепловим полем, яке відповідає нестационарному тепловому полю у момент часу, в який спостерігається максимальний градієнт температур. У такому випадку буде отримано верхню оцінку величин напружень, що виникають у конструкції.

Ключові слова: відсік утримання, струмінь продуктів згоряння палива, теплове нагрівання, термоміцність.

ВСТУП

Корпусні елементи аерокосмічної техніки часто перебувають під дією температурних полів з великими градієнтами. Під дією таких полів може виникати втрата статичної стійкості і руйнування конструкції. Тому дослідженню термонапруженості елементів аерокосмічної техніки приділяється велика увага. У роботі [3] досліджується термонапруженість дисків, які використовуються в аерокосмічній техніці. Обернені задачі теп-

лопровідності використовуються у роботі [5] для дослідження температурних полів в охолоджуваних камерах. У роботі [12] експериментально досліджується тепловий потік за твердопаливним двигуном. Вимірювання проводяться у різних точках за соплом ракети. Плоска теорія термонапруженості і теорія функцій комплексної змінної використовуються в роботі [4] для аналізу напружень в ортотропній нескінченній пластинці з круглими отворами в статті. Ця пластинка

Цитування: Дегтярьов М. О., Акімов Д. В., Білоус О. С., Аврамов К. В. Термоміцність відсіку утримання ракети-носія при взаємодії зі струменем продуктів згоряння палива. *Космічна наука і технологія*. 2021. 27, № 4 (131). С. 3–10. <https://doi.org/10.15407/knit2021.04.003>

перебуває під дією рівномірного теплового потоку. Для аналізу термоміцності стінок камери згоряння у роботі [7] пропонується метод, що враховує взаємодію конструкції з рідиною. Термічні та механічні навантаження, що діють на конструкцію, визначаються з терморідних розрахунків. У роботі [6] міцність корпусу композитного ракетного двигуна досліджується методом скінченних елементів. У роботі [11] досліджується циліндрична оболонка під дією температурних навантажень. Аналізу піддаються форми втрати стійкості оболонки. У роботі [10] досліджуються температури, при яких втрачають стійкість циліндричні оболонки з урахуванням властивостей матеріалу, що залежать від температури. Нелінійну динамічну поведінку недосконалої циліндричної оболонки з градієнтного матеріалу розглянуто у роботі [2]. Ця оболонка посилена стрингерами. Для опису напружено-деформованого стану конструкції використовується теорія Редді високого порядку. Термічна втрата стійкості функціонально-градієнтної циліндричної оболонки досліджується в статті [8] за допомогою зсувної теорії першого порядку. Стійкість товстої багатощарової пологої оболонки з градієнтного матеріалу під дією термічних навантажень чисельно аналізується у роботі [9].

Нижче досліджуються температурні поля, що виникають у відсіку утримання внаслідок дії теплового потоку від струменя сопла маршового двигуна ракети. Нестационарні температурні поля, що виникають у відсіку утримання, харак-

теризуються значними градієнтами температур в обводовому і поздовжньому напрямку. Досліджується напружений стан відсіку утримання під дією стаціонарного температурного поля, яке відповідає нестационарному полю у момент настання максимальних градієнтів температур. Такий розрахунок дозволяє визначити максимальні поля напружень у відсіку утримання.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Відсік утримання є циліндричною оболонкою з чотирма поздовжніми посиленнями, які називаються стоянковими опорами. Він використовується для утримання ракети на пусковому столі до набору тяги рухової установки. На відсік утримання діють значні як динамічні, так і статичні навантаження. Статичні навантаження виникають внаслідок повної ваги заправленої ракети, а динамічні навантаження обумовлені впливом рухової установки.

Відсік утримання є циліндричною оболонкою. Несучими елементами цієї конструкції є стоянкові опори (стійки) у вигляді коробкових зварних конструкцій із сталі 10ХСНД, а також механізми утримання, встановлені на кожній з опор (рис. 1). У стоянкових опорах (стійках) в нижньому перерізі виконані прямокутні вікна (90 × 120 мм) для доступу при закручуванні болтів кріплення відсіку утримання до пускового столу. Оболонка корпусу виконана з сегментів, виготовлених із сталі 10ХСНД. Зверху і знизу відсіку утримання (рис. 1) встановлено шпан-

Таблиця 1. Фізико-механічні характеристики матеріалу корпусу відсіку утримання

Температура, °С	Межа міцності σ_B , МПа	Межа плинності $\sigma_{0,2}$, МПа	Модуль пружності E , ГПа	Відносне видовження δ , %	Коефіцієнт лінійного розширення α , 10^{-6} град $^{-1}$
20	540	410	—	36	—
100	500	360	197	33	11.4
200	470	330	201	28	12.2
300	480	305	195	28	12.6
400	490	295	188	—	13.2
500	370	265	180	30	13.8
600	215	195	169	35	14.1
700	160	140	156	47	—
800	78	59	135	71	—
900	78	59	125	70	—

гоути з того ж матеріалу. Отже, відсік утримання складається із таких елементів: чотири стоянкові опори, циліндрична оболонка з двома шпангоутами зверху і знизу.

В даний час відсік утримання використовується для одного старту ракети. Метою проведення розрахунків на міцність, представлених тут, є встановлення факту можливості використання відсіку утримання для декількох запусків ракети.

Фізико-механічні характеристики відсіку утримання в залежності від температури представлено у табл. 1. Ескіз відсіку утримання з його скінченно-елементною моделлю показано на рис. 1, де основними елементами є чотири стоянкові опори, циліндрична оболонка і два шпангоути. Для дискретизації напружено-деформованого стану оболонка розбивалась на пластинчасті і оболонкові скінченні елементи. Геометричні параметри корпусу відсіку утримання наведено у табл. 2: максимальне і мінімальне значення середнього радіуса R конструкції, висота h , мінімальна товщина δ_{\min} оболонки.

МОДЕЛЮВАННЯ ТЕПЛООВОГО НАГРІВАННЯ ВІДСІКУ УТРИМАННЯ

При старті ракети-носія (РКН) частина корпусу відсіку утримання зазнає значного теплового впливу, що характеризується високими градієнтами температур. Цей тепловий вплив істотно змінюється з плином часу, тобто є нестационарним. Внаслідок такого теплового впливу можуть виникати значні динамічні нестационарні поля напружень. Ми не будемо досліджувати такі нестационарні теплові поля. Нашою метою є розрахунок максимальних величин напружень, що індукуються цим тепловим полем. Для цього досліджуємо напружений стан, що індукується стаціонарним тепловим полем, яке відпові-

Таблиця 2. Геометричні параметри відсіку утримання

Елемент конструкції	R , см (max/min)	h , см	δ_{\min} , см
Відсік утримання	203.75/ 194.95	110.0	1.42
Стоянкова опора	194	110.0	1.5

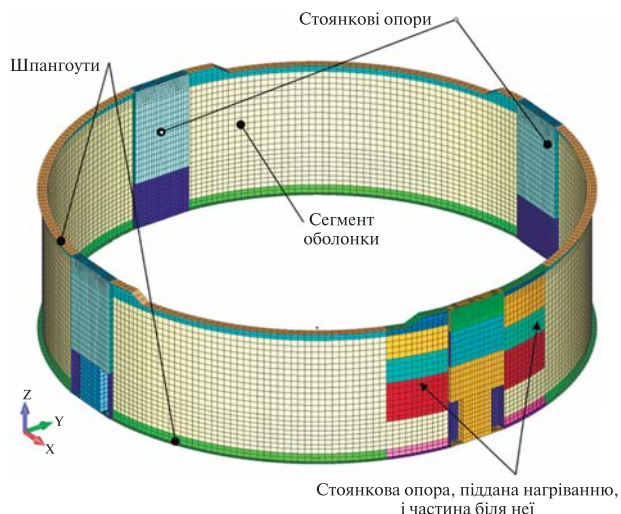


Рис. 1. Ескіз відсіку утримання і його скінченно-елементна модель

дає нестационарному тепловому полю у момент часу, коли спостерігається максимальний градієнт температур. В такому випадку буде отримана верхня оцінка величин напружень, що виникають в конструкції.

Для оцінки теплового стану конструкції відсіку утримання при старті РКН розглянемо найбільш навантажений стан конструкції. Цей випадок полягає в тому, що у момент початку руху ракети-носія сопло рухової установки перебуває над стоянковою опорою, і РКН рухається вертикально вгору.

Розглянемо ділянку прямолінійного руху ракети вгору. У табл. 3 приведено залежність відстані H від зрізу сопла до відсіку утримання від часу t .

Корпус відсіку утримання виготовлено із сталі 10ХСНД. Її характеристики такі: щільність матеріалу $\rho = 7800 \text{ кг}\cdot\text{м}^{-3}$, теплоємність $c_V = 460 \text{ Дж}\cdot\text{кг}^{-1}\text{K}^{-1}$, теплопровідність $\lambda_w = 20 \text{ Вт}\cdot\text{м}\cdot\text{K}^{-1}$, ступінь чорноти $\varepsilon = 0.85$.

Таблиця 3. Параметри прямолінійного руху ракети-носія

t , с	H , м	t , с	H , м
0	0	2.92	10.1
0.92	0.4	3.92	20.1
1.92	3.6	4.92	33.6

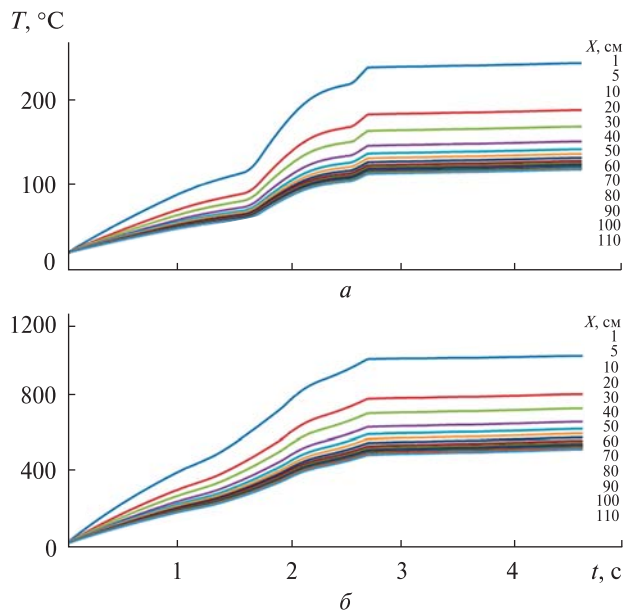


Рис. 2. Залежність температури T від часу t польоту РКН: a — у стоянковій опорі, b — у частині оболонки, прилеглої до стоянкової опори. Криві зверху вниз відповідають значенням координати $X = 1, 5, 10, 20, 30, 40, 50, 60, 70, 80, 90, 100, 110$ см відповідно

Тепловий потік від струменя, що впливає на відсік утримання, можна розділити на конвективний і тепловий потік випромінювання. Конвективний тепловий потік q_k визначається з виразу

$$q_k = \alpha(T_e - T_w), \quad (1)$$

де α — коефіцієнт тепловіддачі, T_e — температура відновлення, T_w — температура стінки.

Для розрахунку конвективного коефіцієнта тепловіддачі α використовується залежність для поздовжнього обтікання пластини [1]:

$$\alpha = 0.0296 \frac{\lambda_w}{H} \text{Re}_w^{0.8} \text{Pr}_w^{0.4} \left(\frac{T_w}{T_e}\right)^{0.39} \times \left(1 + r \cdot \frac{k-1}{2} \cdot M^2\right), \quad (2)$$

$$T_e = T_g \left(1 + r \cdot \frac{k-1}{2} \cdot M^2\right), \quad (3)$$

$$r = \text{Pr}_w^{1/3}, \quad (4)$$

де λ_w — теплопровідність газу, Re_w — число Рейнольдса, що визначається при температурі стінки T_w , Pr_w — число Прандтля, що визначається

при температурі стінки T_w , T_e — температура відновлення, T_g — температура набігаючого газового потоку, r — коефіцієнт відновлення температури для турбулентного режиму, k — показник адиабати, M — число Маха.

Струмінь продуктів згоряння, що витікає з сопла маршового двигуна, має здатність випромінювати і поглинати променисту енергію. Для проведення розрахунків променистого теплообміну струменя маршового двигуна з сусідніми елементами в інженерних розрахунках враховуються коефіцієнти чорноти газів H_2O і CO_2 , що найінтенсивніше випромінюють. Променистий тепловий потік від продуктів згоряння палива маршового двигуна до конструкції визначається залежністю

$$q_l = \varepsilon_{pr} \sigma [T_g^4 - T_w^4], \quad (5)$$

$$\varepsilon_{pr} = \frac{\varepsilon_g \varepsilon_w}{\varepsilon_g + \varepsilon_w (1 - \varepsilon_w)}, \quad (6)$$

$$\varepsilon_g = \varepsilon_{\text{H}_2\text{O}} + \varepsilon_{\text{CO}_2}, \quad (7)$$

де ε_{pr} — зведена ступінь чорноти, ε_w — ступінь чорноти стінки, ε_g — ступінь чорноти газового об'єму, σ — стала Больцмана.

Аналіз газодинамічних параметрів вільного струменя показав, що конвективний вплив струменя на конструкцію відсіку утримання обмежується зоною, що включає в себе опору і суміжні ділянки оболонки (рис. 1). Вибір газодинамічних параметрів струменя у розрахункових зонах, що розглядаються, провадився з урахуванням їхнього розподілу як по осі струменя, так і по радіусу.

Розрахунок температури конструкції відсіку утримання провадився у двовимірній постановці. Передбачається, що температура залежить від висоти і обводової координати відсіку утримання. Спостерігалися істотні градієнти температур в обводовому і поздовжньому напрямках відсіку утримання і незначні величини градієнтів температур в його радіальному напрямку. Передбачається, що в радіальному напрямку температура не змінювалася. Тому температура усереднювалася по товщині оболонки. Початкова температура конструкції приймалася рівною 20°C .

Результати розрахунку температурних полів в залежності від часу польоту РКН наводяться на рис. 2. На рис. 2, a приведено температуру в різ-

них точках X стоянкової опори, а на рис. 2, б — температуру в оболонці, що примикає до стоянкової опори. Поздовжня координата X відраховується від стику відсіку утримання з хвостовим відсіком РКН. Криві на рисунках відповідають значенням $X = 1, 5, 10, 20, \dots, 110$ см і розташовуються відповідно зверху вниз. Температура решти відсіку утримання приймалася постійною і дорівнювала 50°C .

Дискретні значення розподілу температур через відсік утримання приводяться на рис. 3. Видно, які великі градієнти температур спостерігаються у поздовжньому і обводовому напрямках. Ці градієнти температур індукують значні поля напружень, які будуть розраховуватися нижче.

АНАЛІЗ НАПРУЖЕНОГО СТАНУ

Як впливає з проведених розрахунків, температура відсіку утримання зростає з плином часу. Розрахунки напруженого стану проводяться для випадку максимальних значень температур. Такий випадок відповідає моменту часу $t = 4.5$ с. У розрахунках напружено-деформованого стану (НДС) передбачається, що тепловий потік є стаціонарним.

Конструкція, що розглядається, є тонкою. Вона задовольняє гіпотезу Кірхгофа — Лява. Для скінченно-елементної дискретизації конструкції використовуються оболонкові і пластинчасті скінченні елементи, що добре себе зарекомендували.

Були виконані розрахунки статичного НДС відсіку утримання, індукованого тепловими полями, що розглядалися вище. Для розрахунку НДС застосовувався програмний комплекс NASTRAN, який реалізує метод скінченних елементів. Розрахункову схему відсіку утримання представлено на рис. 3. Відсік утримання кріпиться до пускового столу вісьмома болтами, які розташовуються по кінцях стоянкових опор. Для моделювання болтових з'єднань передбачається, що в точках установлення болтів переміщення точок відсіку утримання є нульовими.

Процеси розвитку деформацій повзучості в цій роботі не враховуються. Навіть короткочасна повзучість розвивається у матеріалі приблизно через 10 хв. У розглянутій конструкції час її

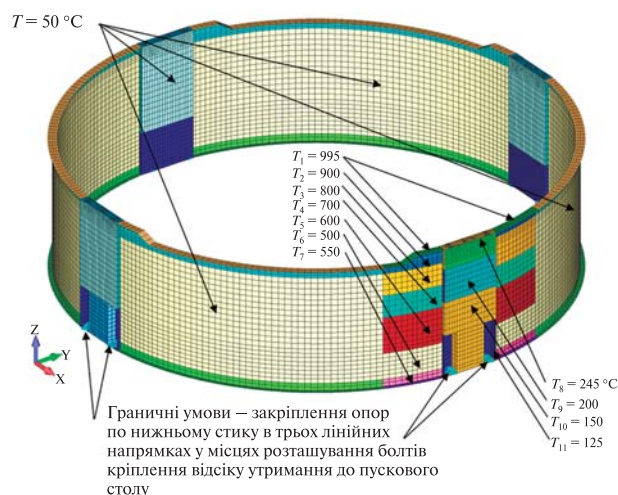


Рис. 3. Розрахункова схема відсіку утримання

Таблиця 4. Максимальні еквівалентні напруження в елементах відсіку утримання

Елемент		$T, ^\circ\text{C}$	$\sigma_{\text{екв}}, \text{МПа}$	$\sigma_{\text{в}}, \text{МПа}$
Стоянкова опора	Верхня частина	245	564.4	475
	Середня частина	200	467.8	470
	Нижня частина	125	478.1	492
Сегмент оболонки	Верхній шпангоут	995	482.2	78
	Оболонка	700	964.7	160
	Нижній шпангоут	550	663.3	292

роботи триває секунди. За такий час короткочасна повзучість не розвинеться.

Еквівалентні напруження у відсіку утримання наводяться на рис. 4, а. Видно, що максимальні еквівалентні напруження спостерігаються у нагрітій частині конструкції. Максимальні напруження спостерігаються в оболонці близько стоянкової опори відсіку утримання. Еквівалентні напруження у стоянковій опорі відсіку утримання наводяться на рис. 4, б. Як видно, максимальні еквівалентні напруження спостерігаються у місці стикування стоянкової опори з оболонкою відсіку утримання.

Результати розрахунків еквівалентних напружень приведено у табл. 4. Тут для різних ділянок деталей відсіку утримання приведено температу-

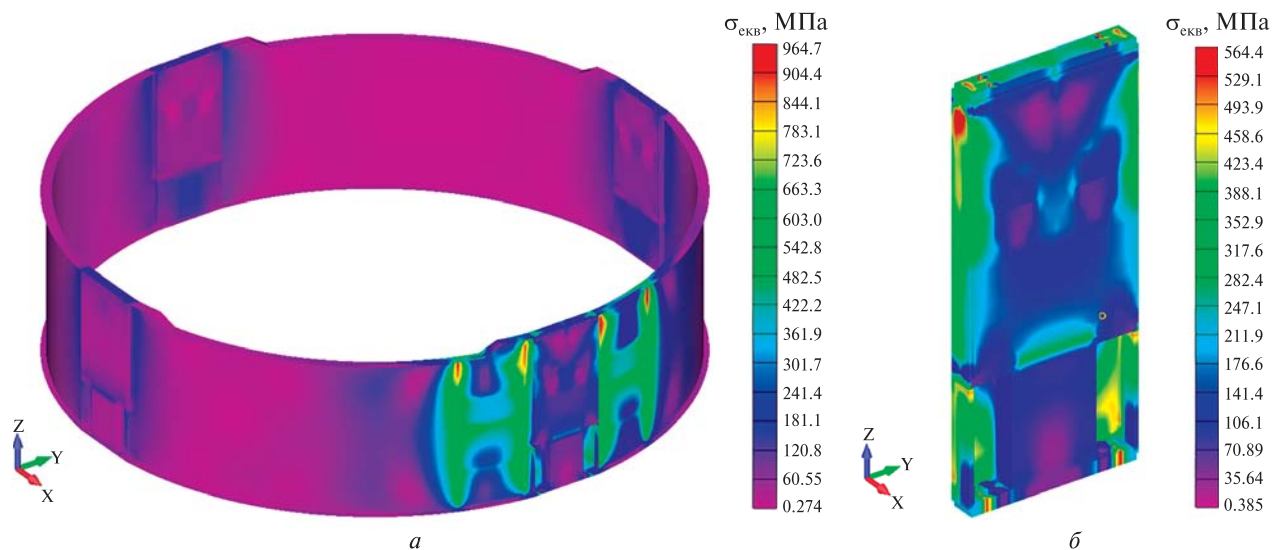


Рис. 4. Розподіл еквівалентних напружень $\sigma_{\text{екв}}$: а — у відсіку утримання, б — у стоянковій опорі відсіку утримання

ри T , найбільші еквівалентні напруження $\sigma_{\text{екв}}$ та межа міцності $\sigma_{\text{в}}$ для даних значень температур.

Отже, є області конструкції, в яких

$$\sigma_{\text{в}} < \sigma_{\text{екв}},$$

що відповідає руйнуванню конструкції. У представленому вигляді відсік утримання не може використовуватися декілька разів. Для багаторазового використання відсіку утримання його потрібно перепроектувати. Більш того, як впливає з проведеного розрахунку, частина відсіку утримання перебуває в області пластичності. Тому при проведенні подальших уточнювальних розрахунків будуть враховуватися пластичні деформації.

ВИСНОВКИ

Температурні напруження в опорній стійці відсіку утримання близькі до межі тимчасового опору матеріалу і в деяких локальних місцях незна-

чно перевищують її значення. Аналіз величин і характеру розподілу температурних напружень в оболонках і шпангоутах відсіку утримання показує, що максимальні напруження реалізуються в районі зварних швів, що з'єднують сегмент оболонки з опорною стійкою. З огляду на значне перевищення межі тимчасового опору розрахунковими температурними напруженнями можна зробити попередній висновок про виникнення значних деформацій в цих зонах, порушення працездатності зварних з'єднань і, в цілому, — корпусу відсіку утримання.

Для уточненого розрахунку відсіку утримання необхідним є урахування пластичних деформацій. Для багаторазового використання відсіку утримання його треба перепроектувати.

Це дослідження частково фінансувалося Національним фондом досліджень України (грант 2020.02/128).

ЛІТЕРАТУРА

1. Михеев М.А., Михеева И. М. Основы теплопередачи. Москва: Энергия, 1977. 344 с.
2. Duc N. D. Nonlinear thermal dynamic analysis of eccentrically stiffened S-FGM circular cylindrical shells surrounded on elastic foundations using the Reddy's third-order shear deformation shell theory. *Eur. J. Mech. A. Solids*. 2016. **58**. P. 10—30.
3. Elhefnay A., Liang G. Stress and deformation of rocket gas turbine disc under different loads using finite element modeling. *Propulsion and Power Res.* 2013. **2**(1). P. 38—49.
4. Jafari M., Jafari M. Thermal stress analysis of orthotropic plate containing a rectangular hole using complex variable method. *Eur. J. Mech. A Solids*. 2019. **73**. P. 212—223.
5. Perakis N., Haidn O. J. Inverse heat transfer method applied to capacitively cooled rocket thrust chambers. *Int. J. Heat and Mass Transfer*. 2019. **131**. P. 150—166.
6. Ramanjaneyulu V., Murthy V. B., Mohan R. C., Raju Ch. N. Analysis of composite rocket motor case using finite element method. *Materials Today: Proceedings*. 2018. **5**. P. 4920—4929.
7. Song J., Sun B. Thermal-structural analysis of regeneratively cooled thrust chamber wall in reusable LOX/Methane rocket engines. *Chinese J. Aeronautics*. 2017. **30** (3). P. 1043—1053.
8. Trabelsi S., Frikha A., Zghal S., Dammak F. A modified FSDT-based four nodes finite shell element for thermal buckling analysis of functionally graded plates and cylindrical shells. *Eng. Structures*. 2019. **178**. P. 444—459.
9. Trinh M. C., Kim S. E. Nonlinear stability of moderately thick functionally graded sandwich shells with double curvature in thermal environment. *Aerospace Sci. and Technol.* 2019. **84**. P. 672—685.
10. Wang Z., Han Q., Nash D. H., Fan H., Xia L. Thermal buckling of cylindrical shell with temperature-dependent material properties: Conventional theoretical solution and new numerical method. *Mech. Res. Commun.* 2018. **92**. P. 74—80.
11. Xu F., Abdelmoula R., Potier-Ferry M. On the buckling and post-buckling of core-shell cylinders under thermal loading. *Int. J. Solids and Struct.* 2017. **126—127**. P. 17—36.
12. Yilmaz N., Vigil F., Height J., Donaldson B., Gill W. Rocket motor exhaust thermal environment characterization. *Meas.* 2018. **122**. P. 312—319.

Стаття надійшла до редакції 16.10.2019; після доопрацювання 21.04.2021

REFERENCES

1. Mikheev M. A., Mikheeva I. M. (1977). *Heat transfer basics*. Moscow: Energia.
2. Duc N. D. (2016). Nonlinear thermal dynamic analysis of eccentrically stiffened S-FGM circular cylindrical shells surrounded on elastic foundations using the Reddy's third-order shear deformation shell theory. *Eur. J. Mech. A. Solids*, **58**, 10—30.
3. Elhefnay A., Liang G. (2013). Stress and deformation of rocket gas turbine disc under different loads using finite element modeling. *Propulsion and Power Res.*, **2**(1), 38—49.
4. Jafari M., Jafari M. (2019). Thermal stress analysis of orthotropic plate containing a rectangular hole using complex variable method. *Eur. J. Mech. A. Solids*, **73**, 212—223.
5. Perakis N., Haidn O. J. (2019). Inverse heat transfer method applied to capacitively cooled rocket thrust chambers. *Int. J. Heat and Mass Transfer.*, **131**, 150—166.
6. Ramanjaneyulu V., Murthy V. B., Mohan R. C., Raju Ch. N. (2018). Analysis of composite rocket motor case using finite element method. *Materials Today: Proceedings*, **5**, 4920—4929.
7. Song J., Sun B. (2017). Thermal-structural analysis of regeneratively cooled thrust chamber wall in reusable LOX/Methane rocket engines. *Chinese J. Aeronautics*, **30**(3), 1043—1053.
8. Trabelsi S., Frikha A., Zghal S., Dammak F. (2019). A modified FSDT-based four nodes finite shell element for thermal buckling analysis of functionally graded plates and cylindrical shells. *Eng. Structures*, **178**, 444—459.
9. Trinh M. C., Kim S. E. (2019). Nonlinear stability of moderately thick functionally graded sandwich shells with double curvature in thermal environment. *Aerospace Sci. and Technol.*, **84**, 672—685.
10. Wang Z., Han Q., Nash D. H., Fan H., Xia L. (2018). Thermal buckling of cylindrical shell with temperature-dependent material properties: Conventional theoretical solution and new numerical method. *Mech. Res. Commun.*, **92**, 74—80.
11. Xu F., Abdelmoula R., Potier-Ferry M. (2017). On the buckling and post-buckling of core-shell cylinders under thermal loading. *Int. J. Solids and Struct.*, **126-127**, 17—36.
12. Yilmaz N., Vigil F., Height J., Donaldson B., Gill W. (2018). Rocket motor exhaust thermal environment characterization. *Meas.*, **122**, 312—319.

Received 16.10.2019

Revised 21.04.2021

*M. A. Degtyarev*¹, senior designer

*D. V. Akimov*¹, Head of Department, Ph.D. in Tech.

E-mail: semenenkopv@gmail.com, AkimovDV@kbu.net

*A. S. Bilous*¹, Head of Department

E-mail: BelousAS@kbu.net

*K. V. Avramov*², Head of Department, Dr.Sci. in Tech., Prof.

E-mail: kvavr@kharkov.ua

¹ Yangel Yuzhnoye State Design Office

3 Kryvorizka Str, Dnipro, 49008 Ukraine

² A. N. Podgorny Institute for Mechanical Engineering Problems

of the National Academy of Sciences of Ukraine

2/10 Pozharskogo Str., Kharkiv, 61046 Ukraine

THERMAL STRENGTH OF RETENTION COMPARTMENT INTERACTING WITH EXHAUST GAS

The thermal strength of the retention compartment is calculated to analyze the possibility of multiple use for a rocket start. The transient heat field of the retention compartment, which is induced by the interaction of the exhaust gas with the retention compartment, is analyzed. The part of the retention compartment undergoes significant heat action with a high-temperature gradient when the rocket is started. This heat action essentially changes in time. This leads to the generation of significant transient stress fields. The aim of the present paper is the calculation of the maximal values of stresses induced by the heat field. We analyze the stress state induced by the steady-state heat field. This field corresponds to the transient heat field at the time when the maximal temperature gradient is observed. The upper bound of stresses in the retention compartment is obtained by the suggested method.

Keywords: retention compartment, retention compartment, heat field, thermal strength.