

Рисунок 3 – Дані зі збіжності методу за кількістю ітерацій N: q, МПа ●—0,01; ■— 0,02; ▲—0,05; ×—0,1;

Список літератури: 1. *Работнов Ю.Н.* Ползучесть элементов конструкций. – М., Наука, 1966. – 752 с. 2. *Naumenko K.* On the use of the first order shear deformation models of beams, plates and shells in creep lifetime estimations. – Tech. Mech., 20, (2000). – P. 215-226. 3. *Altenbach H., Morachkovsky O., Naumenko K., Sychov A.* Geometrically nonlinear bending of thin-walled shells and plates under creep – damage conditions. Arch. Appl. Mech., 67, (1997). – P. 339-352. 4. *Рикардс Р.Б.* Метод конечных элементов в теории оболочек и пластин. – Рига: Зинатне, 1988. – 284 с. 5. *Мяченков В.И., Фролов А.Н., Кармишин А.В. и др.* Статика и динамика тонкостенных оболочечных конструкций. – М.: Машиностроение, 1975. – 376 с. 6. *Канторович Л.В., Акилов Г.П.* Функциональный анализ. – М.: Наука, 1977. – 744с.

Надійшла до редколегії 30.03.04

УДК 621.891.031

О.Г. ПРИЙМАКОВ, канд.техн.наук, XI ВПС;

Г.О. ПРИЙМАКОВ, НТУ «ХПІ»;

Ю.О. ГРАДИСЬКИЙ, О.В. БОБРОВИЦЬКИЙ, XI ВПС

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-АНАЛІТИЧНЕ ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ ЗНОШУВАННЯ ТА ВИТРИВАЛОСТІ АВІАЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

Експериментально визначено інтенсивність зношування (I) та коефіцієнт тертя (μ) найбільш типових авіаційних конструкційних високолегованих жаростійких сталей 40ХНМА, Х17Н2, 30ХГСНА (ДСТУ 4543 – 94). Показано, що інтенсивність зношування може бути інтегральним показником витривалості авіаційних конструкційних сталей, що дозволяє визначати параметри зносостійкості та витривалості одночасно.

Intensity of wear (I) and coefficient of friction (μ) of most typical aviation construction high-alloyed and heat-resistant steels 40XNMA, X17H2, 30XGSA (DSTU 4543 – 94) are experimentally defined. It is shown, that intensity of wear can be integral index of endurance of aviation construction steels, that allows to determine simultaneously parameters of wearproof and endurance.

Підвищення працездатності авіаційних матеріалів – одна з складових підвищення боєготовності Військово-Повітряних Сил України. Ось чому результативні дослідження зносостійкості, надійності та витривалості авіаційних матеріалів дозволяють науково обгрунтовано та раціонально підійти до вибору матеріалів при конструюванні сучасних високо надійних літальних апаратів.

Отже, метою даної статті є розробка інтегрального показника зносостійкості, витривалості та надійності для авіаційних високолегованих конструкційних сталей.

Першою і, на жаль, єдиною роботою в цьому напрямку є робота І.В. Крагельського та Є.Ф.Непомнящого [1], де була поставлена ця наукова проблема, але не вирішена практично.

З метою визначення дійсних значень коефіцієнта тертя (μ) та інтенсивності зношування (I) були проведені порівняльні випробування високолегованих жаростійких конструкційних сталей, які найчастіше використовуються в конструкціях літальних апаратів – 40ХНМА, Х17Н2 та 30ХГСНА. Всі сталі та їх фізико – механічні характеристики відповідають ДСТУ 4543 – 94. Всі перераховані сталі мартенситного класу, технологічні, добре зварюються, корозійностійкі, мають високу пластичність, використовуються, зокрема, для виготовлення лопаток, пружин та корпусів компресора реактивного двигуна.

Для всіх сталей застосовувалась термообробка – загартовування при температурі 1030°C в масло та відпуск при 570°C.

Для визначення параметрів (μ) та (I) в залежності від питомого навантаження (P) та швидкості ковзання (V) використовувалась машина тертя 2070 СМТ–1, методика проведення дослідження на якій відповідає ДСТУ 30480–97 “Забезпечення зносостійкості виробів. Методи випробувань на зносостійкість. Загальні вимоги.” [2]. При випробуваннях використовували два режими тертя – тертя у повітряному середовищі та граничне тертя. Для змащування використовувалось авіаційне мастило МС–20. Кінематична схема машини тертя описана в роботі [2].

Випробування на тертя та зношування з наступним визначенням параметрів (μ) та (I) здійснювалось за традиційною схемою “ролик-ролик”, причому дослідні зразки відповідали вимогам ДСТУ 30480–97. Як відомо [3], для підвищення межі витривалості (σ_R) конструкційних сталей на 10...20 % та для покращення умов тертя та зношування, що підвищує достовірність результатів вимірювання (μ) та (I), доцільно використовувати захисні покриття дослідних зразків. Ось чому дослідні зразки всіх сталей були піддані покриттю методом електроіскрового легування (ЕІЛ) на установці ЕІЛВ–8А в інституті електрозварювання НАН України ім. Е.О. Патона, як найбільш досконалії технологічно.

Виходячи з комплексу вимог по товщині покриття та жорсткості створеної поверхні, були вибрані наступні параметри електроіскрового легування:

– ємність накопичувального конденсатора – 150 мФ;

- розрядний струм накопичувального конденсатора – 0,9...1 А;
- частота вібрації електроду вібратора – 450 Гц;
- питомий час легування – 5 хв / см³.

В ході випробувань дослідних зразків вказаних вище конструкційних високолегованих жаростійких сталей авіаційного призначення, підданих ЕІЛ-обробці, були визначені реальні значення (μ) та (I) як функції (P) та (V) для тертя у повітряному середовищі (рис. 1 та 2) та для граничного тертя у середовищі авіаційного мастила МС-20 (рис. 3 та 4).

На вказаних рисунках 1-4 крива 1 відповідає сталі 40ХНМА, крива 2 – сталі Х17Н2, а крива 3 – сталі 30ХГСНА (ДСТУ 4543–94). Обробка (апроксимація) експериментальних кривих $I=f(P)$ та $I=f(V)$ для обох середовищ з використанням стандартної програми із MathCAD описується поліномом четвертого ступеня, а відповідна обробка кривих $\mu=f(P)$ та $\mu=f(V)$ для обох середовищ – поліномом шостого ступеня.

Згідно [1] число циклів до руйнування (циклічна довговічність) поверхневого шару конструкційної сталі при пружних деформаціях в зонах контакту за моделлю Вінклера:

$$n = \left(\frac{\sigma_B}{\sigma} \right)^m, \quad (1)$$

де σ_B – межа міцності, МПа;

σ – напруження розтягу, зумовлене силами тертя, МПа;

m – показник ступеня у класичному рівнянні Велера, залежить від фізико-механічних властивостей матеріалу, і для високолегованих жаростійких конструкційних сталей $m \approx 4$ [4].

Крім того, $\sigma = \kappa' \mu P_{max}$, де κ' для авіаційних матеріалів дорівнює 3, тобто $\sigma = 3 \mu P_{max}$, де μ – коефіцієнт тертя матеріалу, а P_{max} – максимальний контактний тиск, МПа.

Нехтуючи деформаційною складовою коефіцієнта тертя (μ) отримуємо: $\sigma = \kappa' \tau_n$, або $\sigma = 3 \tau_n$, де τ_n – дотичні напруження, зумовлені міжмолекулярною взаємодією в процесі зношування.

Такий же результат дає і IV гіпотеза міцності С.П. Тимошенка щодо еквівалентних напружень в небезпечному перерізі (у випадку контактного зношування це переріз, де діє P_{max}).

Відомо [5], що середні нормальні напруження в зоні контакту абсолютно жорсткої кулі з плоскою поверхнею пружнодеформованого матеріалу (об'ємна модель Вінклера):

$$\sigma_n = \frac{0,42 E}{(1-\nu^2)} \sqrt{\frac{h}{R}}, \quad (2)$$

де R – радіус кулі - індентора;

ν – коефіцієнт Пуассона матеріалу;

E – модуль Юнга матеріалу;

h – товщина зони деформування поверхневого шару матеріалу.

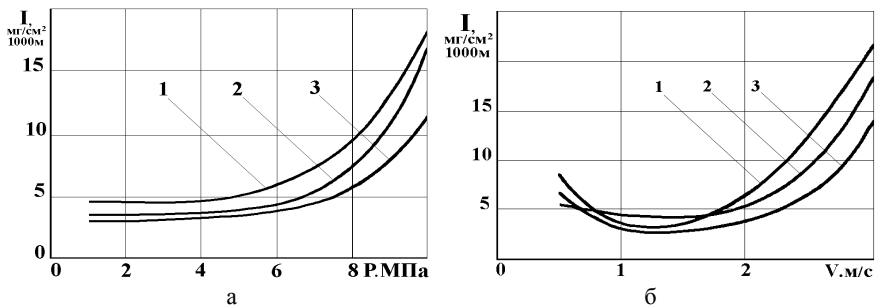


Рисунок 1 – Графіки залежності $I = f(P)$ (а) та $I = f(V)$ (б) для тертя у повітряному середовищі

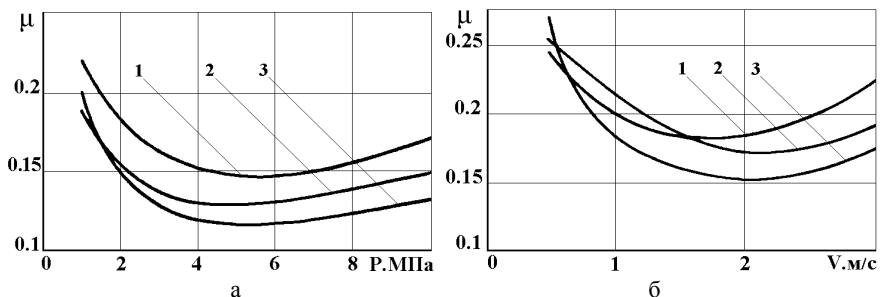


Рисунок 2 – Графіки залежності $\mu = f(P)$ (а) та $\mu = f(V)$ (б) для тертя у повітряному середовищі

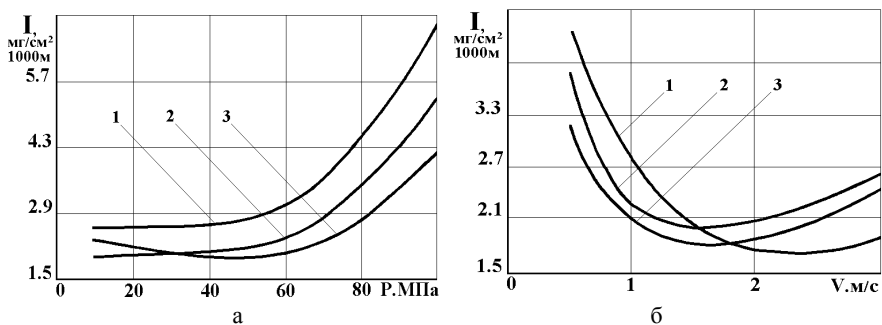


Рисунок 3 – Графіки залежності $I = f(P)$ (а) та $I = f(V)$ (б) для граничного тертя у середовищі MS-20

Цікаво, що аналіз напружено-деформованого стану при зношуванні найпростіше вести через відоме [1,4,5,6] співвідношення твердості та межі текучості матеріалу, що пружно деформується:

$$\sigma_{\tau} = \frac{1}{3} H B . \quad (3)$$

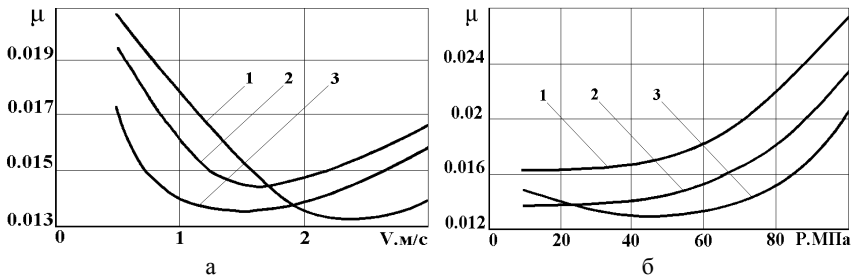


Рисунок 4 – Графіки залежності $\mu = f(P)$ (а) та $\mu = f(V)$ (б) для граничного тертя у середовищі МС - 20

Можна також знайдені за виразом (2) нормальні напруження (σ_n), а відповідні їм дотичні напруження $\tau_n = 1/3 \sigma_n$ скласти за четвертою гіпотезою міцності і отримати еквівалентні напруження.

Авторами встановлено, що для широкого спектру конструкційних високолегованих сталей еквівалентні напруження, обчислені обома способами, суттєво не відрізняються (відносна похибка $\varepsilon < 3...5\%$).

Все вище наведене має місце при пружному ненасиченому контакті в процесі зношування, що найчастіше зустрічається при експлуатації авіаційної техніки і, взагалі, в середньому машинобудуванні.

У випадку пластичного ненасиченого контакту багатократне пластичне деформування викликає зношування від малоциклової втоми. В цьому випадку число циклів до руйнування [7], дорівнює:

$$n = \left(\frac{2\varepsilon_B}{\varepsilon_t} \right)^m, \quad (4)$$

де ε_B – деформація, що відповідає межі міцності σ_B ;

ε_t – деформація, що виникає під дією сил тертя.

Як встановили автори, $\varepsilon_t = c \mu \operatorname{tg} \theta$, де μ – коефіцієнт тертя, c – емпіричний коефіцієнт, який для авіаційних матеріалів дорівнює 0,025, і θ – кут нахилу мікронерівності до площини її основи. Якщо відомий масовий знос (m) та площа поверхні тертя, то $\varepsilon_t = m/\rho S$, де ρ – щільність матеріалу, що зношується.

Враховуючи, що при пружному ненасиченому контакті $\tau_n = \tau_o + \beta P_{max}$, де τ_o і β – фрикційні характеристики, що залежать від умов роботи пари тертя [5, 8], отримаємо основні показники зношування, а саме коефіцієнт тертя (μ), інтенсивність зношування (I), питомий тиск в зоні контакту (P_{max}) в залежності від параметрів напружено-деформованого стану матеріалу, що зношується та його фізико-механічних характеристик:

$$\mu = 1,4 \left[\frac{\tau_o \alpha (1 - \nu^2)}{E} \right]^{1/2} + \beta; \quad (5)$$

$$I = \frac{0,5k'}{n \alpha} \left(\frac{h}{R} \right)^{1/2} = \frac{1,5}{n \alpha} \left(\frac{h}{R} \right)^{1/2}; \quad (6)$$

$$P_{\max} = 1,66 \left[\frac{\tau_0 E}{(1 - \nu^2) \alpha} \right]^{1/2} \quad (7)$$

В формулах (5) – (7):

α – коефіцієнт, що характеризує напружений та кінематичний стани в зоні контакту; $\alpha = f(V, \sigma_{екв})$, де V – швидкість ковзання в зоні контакту. Для пружного ненасиченого контакту рекомендується $\alpha \approx 0,75$.

Отже, саме інтенсивність зношування (I) може бути інтегральним показником працездатності авіаційних матеріалів, що дозволяє об'єктивно оцінити параметри зношування, параметри циклічної довговічності, а, значить, і ресурс та надійність, а також параметри витривалості.

Прискорене визначення параметрів (m) та (C) для класичного рівняння втомної міцності Велера, а також кореляційний зв'язок $lg \sigma_{екв} - lg N$ розроблено авторами раніше [9], причому, для довільного довірчого інтервалу.

В ході виконаної роботи автори зробили наступні висновки:

- інтенсивність зношування високолегованих жаростійких конструкційних сталей може бути інтегральним показником прогнозування зносостійкості, витривалості, надійності та довговічності цих авіаційних матеріалів,

- інтенсивність зношування авіаційних матеріалів в залежності від навантаження та швидкості ковзання апроксимується поліномом 4-го ступеня, а коефіцієнт тертя в функції тих же параметрів – поліномом 6-го ступеня;

- застосування змащування мастилом МС-20 майже в 1,8...2 рази знижує параметри (I) та (μ);

- застосування ЕІІ-технології нанесення захисних покриттів дійсно підвищує межу витривалості авіаційних матеріалів на 10...20% та підвищує точність визначення (I) та (μ);

- прийнята авторами технологія визначення параметрів (I) та (μ) в функції питомого навантаження та швидкості ковзання в зоні контакту є універсальною для всіх конструкційних сталей.

В подальшому автори мають намір експериментально підтвердити всі наведені висновки, що має, в кінцевому підсумку, привести до розробки єдиного універсального критерію працездатності конструкційних сталей, принаймні, стосовно авіаційних матеріалів.

Список літератури: 1. Крагельский И.В., Непомнящий Е.Ф. Об усталостном механизме износа при упругом контакте. – Изв. АН СССР, ОТН. – 1963. – Вып. 5. – С. 190-192. 2. ГОСТ 30480–97. Обеспечение износостойкости изделий. Методы испытаний на износостойкость. Общие требования. – М.: Изд. стандартов, 1997. – 60 с. 3. Тушинский Л.И., Плохов А.В. Исследование структуры и физико-механических свойств покрытий. – Новосибирск: Наука, 1986. – 191 с. 4. Костецкий Б.И., Колениченко Н.В. Качество поверхности и трение в машинах. – К.: Техника, 1969. – 215 с. 5. Крагельский И.В., Добычин М.Н., Комбалов В.С. Основы расчетов на трение и износ. – М.: Машиностроение, 1977. – 526 с. 6. Приймаков О.Г., Бобровицький О.В., Лисяк О.О. Прогнозування надійності, довговічності та витривалості авіаційних матеріалів // Матеріали V Міжнародної науково – технічної конференції “АВІА-2003”. – Т. 3. – К.: Вид. НАУ, 2003. – С. 32.39-32.42. 7. Приймаков О.Г., Бобровицький О.В. Прогнозування витривалості авіаційних матеріалів. – Вестник науки и техники. – 2002. Вип. 4. – С. 5-11. 8. Приймаков О.Г., Бобровицький О.В. Прискорене визначення меж витривалості авіаційних матеріалів. – Вестник науки и техники. – 2003. – Вип. 1. – С. 4-8. 9. Приймаков О.Г., Бобровицький О.В., Лисяк О.О. Циклічна довговіч-

УДК 539.3

В.А.САЛО, докт.техн.наук, НТУ «ХПИ»

РЕШЕНИЕ КРАЕВЫХ ЗАДАЧ СТАТИКИ ОРТОТРОПНЫХ СФЕРИЧЕСКИХ ОБОЛОЧЕК С ОТВЕРСТИЯМИ

Запропоновано підхід до визначення напружено-деформованого стану пружних сферичних оболонок з отворами. Використовуваний RVR-метод заснований на варіаційному принципі Рейсснера, методу И.Н.Векуа, теорії R-функцій, загальних рівнянь тривимірної теорії пружності й алгоритму двосторонньої оцінки точності наближених рішень змішаних варіаційних задач. Ефективність методу показана на прикладах.

The approach is suggested to definition of the stress-strained state of elastic spherical shells with holes. The used RVR-method is based on Reissner's variational principle, I.N.Vekua's method, R-functions theory, the common equations of the three-dimensional theory of an elasticity and algorithm for two-sided estimation of exactitude of approached solutions of the mixed variational problems. Efficiency of the method is shown on examples.

Постановка проблемы. Решения пространственных задач теории упругости сопряжены со значительными вычислительными трудностями. В этой связи актуальна потребность в создании универсальных и алгоритмически простых для численной реализации методов расчета нетонких оболочек.

Анализ последних исследований и публикаций. Многообразие существующих в литературе вариантов уточненных теорий оболочек создает затруднения в выборе и практическом применении конкретной теории. Обзор этих вариантов дан в работе [1], в которой предложен эффективный RVR-метод решения краевых задач определения напряженно-деформированного состояния ортотропных оболочек произвольной гауссовой кривизны.

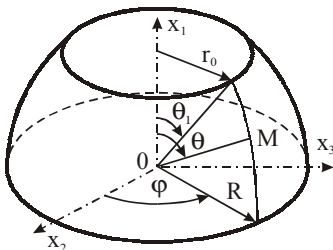


Рисунок 1

Цель и постановка задачи. В настоящей работе предлагается использование разработанного в монографии [1] RVR-метода для решения пространственных задач о напряженно-деформированном состоянии ортотропной сферической оболочки под действием статической нагрузки.

Введем в срединной поверхности Ω_s радиуса R сферической оболочки толщины h (рис. 1) систему координат $\{\theta, \varphi, z\}$, где координатная линия z перпендикулярна Ω_s . Поверхность оболочки состоит из боковых