

УДК 620.178.16 (045)

ПОШКОДЖЕННЯ ФРЕТИНГ-КОРОЗІЄЮ СТАЛЬНИХ ВУЗЛІВ МЕХАНІЗАЦІЇ КРИЛА ЛІТАКА

В. О. КРАЛЯ², О. Г. МОЛЯР¹, В. А. ТРОФІМОВ³, А. М. ХІМКО²

¹ Інститут металофізики ім. Г. В. Курдюмова НАН України, Київ;

² Національний авіаційний університет, Київ;

³ Авіаційний науково-технічний комплекс ім. О. К. Антонова, Київ

Проаналізовано пошкоди підйомника закрилка механізації крила літака Ан-124. Виконано фрактографічні і металографічні дослідження поверхневих пошкод пари тертя гвинт–гайка. Розроблено пристосування для випробувань на зносотривкість в умовах фретинг-корозії. Опрацьовано рекомендації для зменшення пошкод підйомника закрилка.

Ключові слова: фретинг-корозія, корозійні пошкоди, тріботехнічні випробування, фрактографічні дослідження, металографія, пара гвинт–гайка.

Одними з найвідповідальніших вузлів механізації крила літаків є підйомники закрилків і передкрилків, які переміщують їх після зльоту і перед приземленням. Підйомник – це пара гвинт–гайка з проміжними кульками, які передають зусилля від гвинта приводу на гайку, закріплену на каретці закрилка. Каретка рухається рейкою механізації крила і висуває закрилок по заданій траєкторії.

Підйомники – особливо відповідальні вузли, які працюють у неізолюваному від довкілля просторі, тобто в умовах повного експлуатаційного діапазону температур $\pm 60^\circ\text{C}$ і всіх атмосферних впливів. Відмова будь-якого підйомника під час польоту викликає критичну ситуацію.

Раніше [1, 2] розглядали вузол випуску-прибирання закрилків – рейка–ролик. Описано пошкодження рейки механізації крила під час експлуатації. Знайдено оптимальне рішення для підвищення зносотривкості робочих поверхонь і відновлення пошкоджених ділянок рейок шляхом плазмового наплення молібденового покриву. Що ж стосується спорідненої пари тертя (гвинт–гайка), яка працює в жорсткій прив'язці з кареткою і рейкою механізації крила, то таких досліджень нема. Конструктивно обидві пари тертя передають однакове зусилля, необхідне для випуску і прибирання механізації крила. Тому цікаво проаналізувати роботу і пошкодження вузла підйомника закрилків, тим паче, що в парі рейка–ролик після експлуатації утворюються значні пошкоди внаслідок вібрації [2].

Нижче проаналізовано пошкоди вузла механізації крила літаків (підйомник закрилка) і розроблено рекомендації для зменшення і запобігання пошкод пари тертя гвинт–гайка.

Оцінка пошкод фретинг-корозією вузлів механізації крила. Проаналізуємо пошкоди різьбової частини гвинта і гайки підйомника закрилків літака Ан-124.

Контактна особа: О. Г. МОЛЯР, e-mail: molyar@imp.kiev.ua

Під час регламентних робіт на літаку з нальотом 10 тис. годин на різьбовій частині гвинтів і гайок підйомників закрилків знайдено пошкоди (рис. 1) в місцях, що відповідають кутам 2° ; 10° і 15° положення закрилків: 0° і 2° – положення їх у польоті; 15° – під час посадки в умовах високогір'я; 30° – під час зльоту та приземлення.

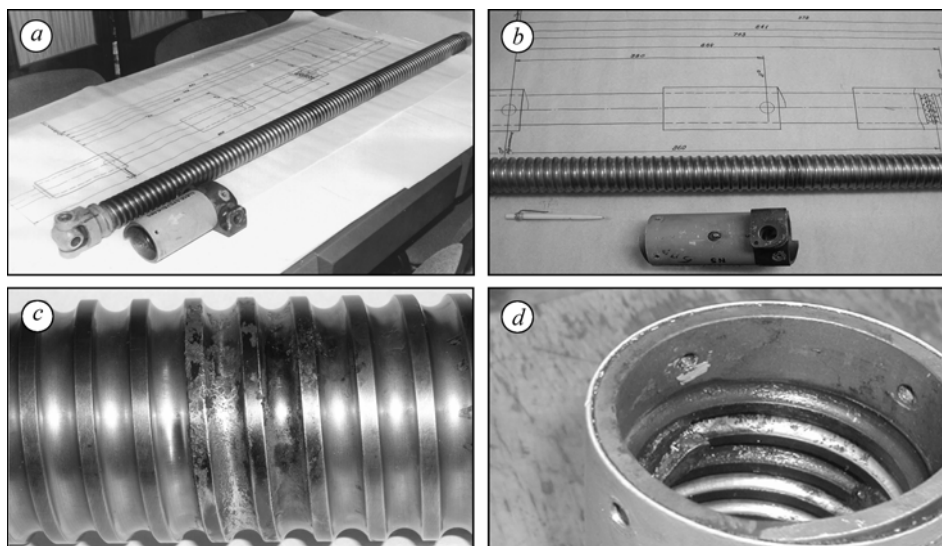


Рис. 1. Пошкоди різьбової частини гвинта та гайки підйомника закрилків механізації крила літака Ан-124: *a* – загальний вигляд пари тертя гвинт–гайка; *b* – гвинтова пара з розмірними прив'язками; *c* – пошкоди гвинта за положення закрилка в 10° ; *d* – видимі пошкоди на гайці.

Fig. 1. Damage of screw and nut threads in An-124 aircraft wing flap actuator: *a* – screw/nut friction pair overview; *b* – screw/nut pair with size matching; *c* – screw damage at flap position 10° ; *d* – visible damage of a nut.

Інколи під час довготривалих стоянок літака та регламентних робіт для зручності обслуговування закрилки встановлювали в проміжковому положенні під кутом 10° . У цих умовах, за вітрових навантажень, на вузли підйомника діяли максимальні багатоциклові навантаження. За візуального огляду на поверхні різьби гвинта і гайки знайдені місця корозії і корозійні викришування матеріалу, а також темні риси (відбитки кульок), розташовані вздовж їх осі.

Згідно з вимогами креслень, ці деталі виготовлені із азотованої на глибину $0,15...0,35$ mm сталі 30X2HВФА. Твердість азотованого шару $HV \geq 700$ МПа (його крихкість повинна відповідати шкалі I–II за інструкцією ВІАМ ПІІ.2.052-78), серцевину термооброблено на міцність $\sigma_B = 1000...1200$ МПа. Гвинтова пара обертається на кульках зі сталі ШХ-15 і оброблена мастилом ЭРА. Згідно з вимогами дослідження пошкод під час експлуатації літаків розрізали найпошкодженішу гвинтову пару для всебічного вивчення. Хімічний склад гвинта і гайки відповідає марці сталі 30X2HВФА згідно з ТУ 14-1-950-86.

Фрактографічними дослідженнями на поверхні робочої частини і гребенів гвинта виявлено плями корозії і окремі корозійні виразки різного розміру як за площею, так і за глибиною (див. рис. 2а). На деяких ділянках поверхня гвинта чорного відтінку, а на його робочій частини, що відповідає положенню закрилка в 2° , зафіксовано пелюсткоподібні плями контакту від робочих кульок, які своїми краями виходять на поверхню фасок гребенів.

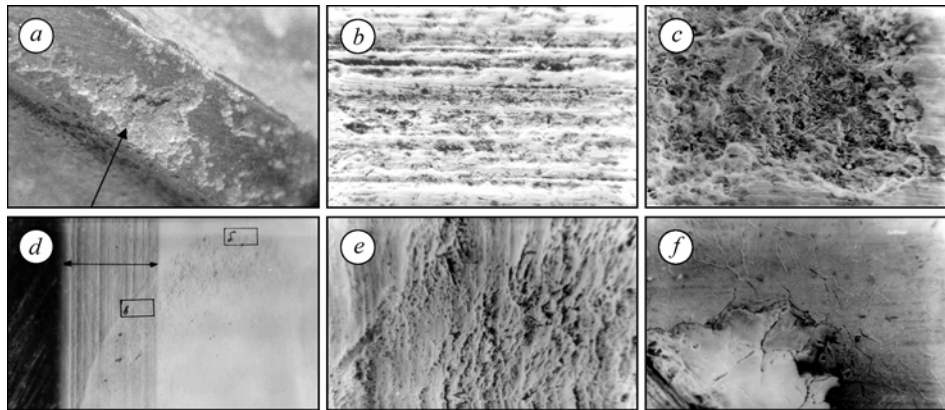


Рис. 2. Фрактографія пошкоджених поверхнь гвинта та гайки підйомника закрилків літака Ан-124: *a* – зовнішнє пошкодження гайки ($\times 48$); *b* – мікрорельєф робочої поверхні гвинта за зоною пошкод ($\times 600$); *c* – мікрорельєф у корозійній виразці гвинта за відхилення закрилка на 10° ($\times 360$); *d* – край плями контакту на поверхні робочої фаски гребеня гвинта ($\times 150$); *e* – вид поверхні в зоні зносу на робочій частині гвинта і фасці гребеня ($\times 1500$); *f* – мікротріщини, корозійні виразки, що розвинулись від дна робочої поверхні гвинта ($\times 780$).

Fig. 2. Fractography of damaged screw and nut surfaces in An-124 aircraft wing flap actuator: *a* – nut surface damage ($\times 48$); *b* – screw thread part microrelief behind a damaged zone ($\times 600$); *c* – microrelief of screw corrosion damaged zone at flap position 10° ($\times 360$); *d* – the edge of the contact zone on screw head facet ($\times 150$); *e* – surface of wear zone in thread part and head facet ($\times 1500$); *f* – microcracks and corrosion damage propagating from the end of a screw thread part ($\times 780$).

Мікродослідженнями робочої поверхні гвинта ззовні зони пошкод виявлено мікрорельєф, характерний для початкової стадії зносу (прироблення) пар кочення. Шліфовані у вихідному стані гребені піддалися пластичній деформації (плоскому стисненню) з утворенням т.зв. несучих доріжок (див. рис. 2*b*). Поверхня корозійних виразок у зоні, яка відповідає положенню закрилка в 10° , вкрита щільним шаром продуктів корозії і зносу (рис. 2*c*), що приховує істинний рельєф поверхні. Максимальний знос поверхні гвинта в місцях, прилеглих до контуру плями контакту (рис. 2*d*). Причому зношувалася не тільки його робоча поверхня, але і поверхня фасок гребенів, що не контактували з кульками (рис. 2*e*).

Отже, можна зробити висновок [3, 4], що поверхневі пошкоди в плямах контакту утворювалися за механізмом фретинг-зносу [5], типовим для підшипників всіх видів, що коливаються з малою амплітудою. Вихід поверхневих пошкод на фаски гребенів указує на можливість розвитку зносу під дією осцилювального поля пружних напруг за відсутності тертя.

Металографічні дослідження шліфів, виготовлених через поверхневі пошкоди в місцях положення закрилків у 10° , виявили міжзеренні мікротріщини (глибиною до $20\ \mu\text{m}$), що розвинулися від дна корозійних виразок (рис. 2*f*). У зоні плям контакту, що відповідає положенню закрилків у 2° , тріщин не було. Біля внутрішньої поверхні гвинта виявлено міжзеренні тріщини глибиною до $5\ \mu\text{m}$, утворення яких, мабуть, пов'язано з дифузійними процесами межами зерен під час хіміко-термічної обробки деталі.

Зовнішній діаметр (D_H) і глибина (H_B) западин різьбової частини гвинта є в межах допуску вимог креслення (запас $0,03$ і $0,028\ \text{mm}$ відповідно) (табл. 1). Глибина западин різьби гайки (H_T) також має запас $0,02\ \text{mm}$ до верхнього по-

ля допуску. Найбільше зношується радіусна поверхня западин гвинта (R_B) в зоні корозії (на 0,05 mm більше, ніж на чистій поверхні). Внутрішній діаметр западин (D_B) різьби гвинта на чистій поверхні зменшується через зношування на 0,05 mm більше, ніж у зоні пошкодження, що, очевидно, пов'язане з нерівностями поверхні після зносу і корозії, та продуктами окиснення металу.

Таблиця 1. Геометричні параметри досліджуваних деталей за вимогами креслення та після 10 thous. h експлуатації

Деталь	Контрольний параметр	Вимоги креслення, mm	Знос, mm (однобокий)	
			зона пошкодження	чиста поверхня
Гвинт	D_H	$51,93^{-0,02}$	$-(0,005...0,015)$	$-(0,01...0,02)$
	R_B	$57,9H8$ (+0,06...0)	У полі допуску	
		$4,12^{\pm 0,02}$	0,05...0,1	0,03...0,05
	H_B	2,985...3,025	У полі допуску	
Гайка	R_G	$4,12^{\pm 0,015}$	0,015...0,055	
	H_G	3,498–3,55	У полі допуску	

Якість азотованого шару перевіряли на зразках, вирізаних з пошкоджених місць, а також у місцях, де не виявлено поверхневих змін. Мікроструктурними дослідженнями встановлено, що дефекти на поверхні деталей є виробленнями різної глибини – максимальної у вигляді глибоких виразок і мінімальної у вигляді вм'ятин. На поверхні азотованого шару глибиною 0,2 mm, зафіксовано ϵ -фазу (рис. 3a) товщиною $\sim 10 \mu\text{m}$ (рис. 3b). Мікротвердість азотованого шару на поверхні зуба гвинта $H_\mu = 824 \text{ kg/mm}^2$, а його крихкість відповідає першому балу шкали крихкості за інструкцією ПІ 1.2.052-78.

В основному глибина вироблень не перевищує товщини азотованого шару (рис. 3c), проте їх максимальний розмір досягає 0,7 mm (рис. 3d), що суттєво перевищує глибину азотування. В заглибинах вироблень є продукти корозії (рис. 3e), а мікротріщин не знайдено. В зоні вм'ятин матеріал виробляється тільки в межах ϵ -фази (рис. 3f). Таким чином, глибина і мікротвердість азотованого шару гвинта підйомника закрилків відповідає всім вимогам до цієї деталі.

Під час контролю гвинта і гайки магнетнопорошковим методом згідно з РТМ1.2.020-81 тріщин не знайдено. Поверхневі їх пошкоди на гребені різьби, а також у зоні, що відповідає куту випуску закрилків 10° , викликані загальною і виразковою корозією металу внаслідок фретингу. Пошкоди поверхні гвинта в зоні кута випуску закрилків 2° , є плямами фретинг-зносу. Діаметр западин гвинта не відповідає вимогам креслення, що обумовлює неправильне розташування кульок у заглибинах різьби гвинта (сприяє їх вдавлюванню в матеріал гвинта).

Щоб підтвердити результати досліджень, випробовували на фретинг-корозію [6] згідно з ГОСТ 23.211-80. Суть методу полягає в тому, що контрзразок, який торкається торцем нерухомого циліндричного зразка під заданим навантаженням, рухається в зворотно-обертвовому напрямку із заданими амплітудою і частотою.

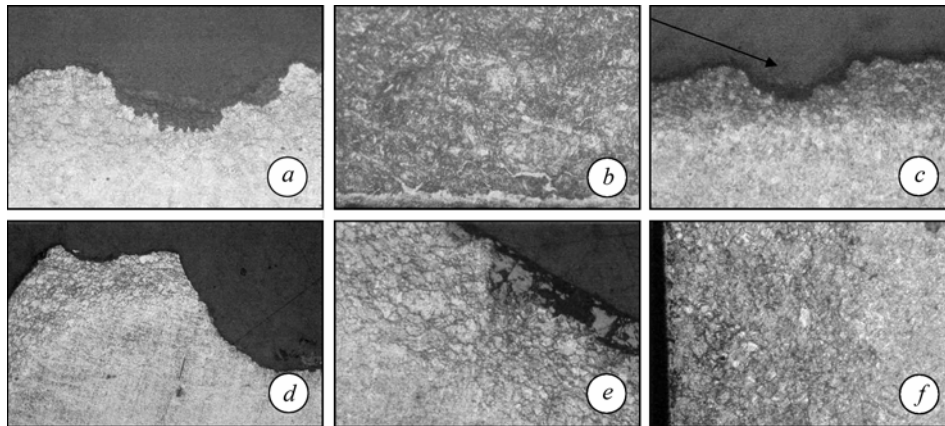


Рис. 3. Пошкоди поверхень гвинта підйомника закрилків літака Ан-124: *a* – азотована поверхня (переріз) із нітридними прожилками ϵ -фази; *b* – ϵ -фаза на поверхні; *c*, *d* – пошкоди азотованого шару (переріз); *e* – продукти корозії на поверхні; *f* – ϵ -фаза в зоні зносу.

Fig. 3. Damage of the surface of a screw in An-124 aircraft wing flap actuator: *a* – nitrided surface (cross-section) with veins of nitride ϵ -phase; *b* – ϵ -phase on the surface; *c*, *d* – damage of nitrided layer (cross-section); *e* – surface corrosion; *f* – ϵ -phase in wear zone.

Щоб наблизити експерименти до реальних умов, розробили утримувач, який дає можливість випробувати реальні кульки пари тертя гвинт–гайка. Утримувач – чашкоподібна втулка, в яку за допомогою гвинтів жорстко закріплюють три кульки. Так утворюється контакт куля–площина, в якій під час випробувань на фретинг-корозію одночасно беруть участь три кульки.

Зразок виготовлено з того ж матеріалу, що і гвинт (сталь 30X2HВФА із подальшим азотуванням згідно вимогам до виробу). Контрзразок – три кульки діаметром 6 mm зі сталі ШХ-15. Досліджували на повітрі при 293 K із застосуванням пластичного мастила ЭРА, за осьового навантаження 100 kg, амплітуди зворотно-обертового руху 200 μm , частоти коливань 30 Hz на базі випробувань $3 \cdot 10^5$ cycles. Кількість експериментів – по три на кожний стовпчик гістограми. Лінійний знос нерухомого зразка визначали оптиметром вертикального типу ІКВ. За критерій зносотривкості брали максимальну усереднену глибину вироблення від точкового контакту. Гістограми (рис. 4) свідчать, що під час сухого тертя зносотривкість азотованої сталі 30X2HВФА в 8,5 рази менша, ніж з мастилом.

Топографію пошкоджених поверхень внаслідок вироблення за сухого тертя і з мастилом ЭРА подано на рис. 5. Як бачимо, за сухого тертя вся поверхня сталі покрита мікротріщинами, які зароджувалися внаслідок схоплювання кульок з поверхнею сталі.

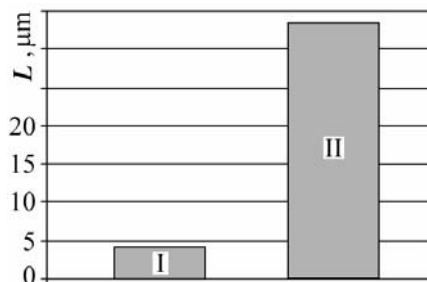


Рис. 4. Зносотривкість азотованої сталі 30X2HВФА в мастилі ЭРА (I) і за сухого тертя (II).

Fig. 4. Wear resistance of nitrided 30X2HВФА steel with ERA lubricant (I) and under dry friction (II).

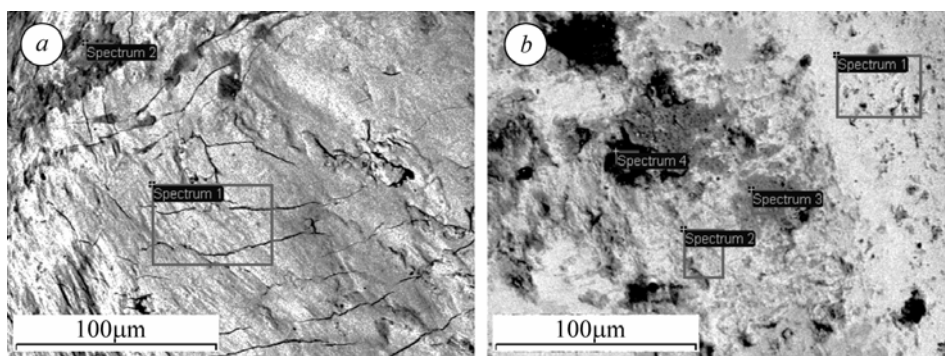


Рис. 5. Топографії поверхонь азотованої сталі 30X2НВФА за сухого тертя (а) і тертя з мастилом ЭРА (b).

Fig. 5. Surface morphology of 30X2NVFA steel after dry friction (a) and with ERA lubricant (b).

Топографія поверхні після випробувань з мастилом ЭРА гладкіша, без тріщин. На ній знайдено декілька характерних областей, де визначали елементний склад. Для цього поверхні доріжок тертя сканували на растровому електронному мікроскопі CamScan 4D за допомогою мікрорентгеноспектрального аналізатора INCA 200 Energy. Використовували вторинні і зворотно відбиті електрони. Темні плями на поверхні тертя, очевидно, продукти окиснення сталей 30X2НВФА і ШХ-15 (табл. 2 і 3). Проте тут зафіксовано підвищений вміст вуглецю (біля 50%), що говорить про можливе утворення з'єднань із змащувальним матеріалом або недостатнє очищення поверхні тертя. Найсвітліші області відповідають матеріалу, який за хімічним складом найбільш наближений до складу сталі перед випробуваннями на тертя. Проміжні сірі плями Spectrum 2 і Spectrum 3 відповідають проміжному матеріалу між вихідним станом і окисненим. У цих областях хімічні елементи (Cr, Fe, Ni, W) окиснюються.

Таблиця 2. Хімічний склад поверхні контактних доріжок за сухого тертя, %

Spectrum	N	O	Si	Cr	Fe	Ni	W	Total
Spectrum 1	9,1	0	0,39	1,85	85,47	1,5	1,67	100
Spectrum 2	3,54	23,1	0	1,42	69,73	1,24	0,96	100
Max.	9,1	23,1	0,39	1,85	85,47	1,5	1,67	
Min.	3,54	0	0	1,42	69,73	1,24	0,96	

Таблиця 3. Хімічний склад поверхні контактних доріжок за тертя з мастилом ЭРА, %

Spectrum	C	N	O	Si	P	Ca	Cr	Mn	Fe	Ni	W	Total
Spectrum 1	15	5,8	6,62	0,44	0,61	0	1,55	0	68,87	1,12	0	100
Spectrum 2	22,13	2,33	5,36	0	0	0	1,42	0	66,98	1,03	0,75	100
Spectrum 3	21,09	1,32	12,22	0	0,38	0	1,1	0,36	62,7	0	0,81	100
Spectrum 4	53,42	1,02	16,7	0	0,42	0,17	0,72	0	27,55	0	0	100
Max.	53,42	5,8	16,7	0,44	0,61	0,17	1,55	0,36	68,87	1,12	0,81	–
Min.	15	1,02	5,36	0	0	0	0,72	0	27,55	0	0	–

ВИСНОВКИ

Поверхневі пошкоди підйомника закрилків у зоні контакту гвинт–гайка, що відповідає куту випуску закрилків 10° , спричинила фретинг-корозія металу, а пошкоди в зоні кута випуску закрилків 2° – є плями фретинг-зносу. Це підтримує відсутність пошкод гвинта поза зонами дослідження. За умов недостатнього змазування або пересихання мастила пари тертя можуть контактувати, що спричиняє схоплювання поверхонь у результаті високого контактного тиску і, як наслідок, утворення мікротріщин.

Для запобігання фретинг-корозії та інших пошкод необхідно періодично відновлювати шар мастила на робочій поверхні гвинтової пари; захищати її від попадання атмосферних опадів під час тривалої стоянки літака; не допускати виникнення вібрацій внаслідок надмірного вироблення елементів, зв'язаних з гвинтовою парою.

РЕЗЮМЕ. Выполнен анализ повреждения подъемника закрылка механизации крыла самолета АН-124. Проведены фрактографические и металлографические исследования поверхностных повреждений пары трения винт–гайка. Создано приспособление для испытаний на износоустойчивость в условиях фреттинг-коррозии. Разработаны рекомендации по уменьшению повреждений подъемника закрылка.

SUMMARY. Analysis of failure of a wing flap in АН-124 airplane was performed. Fractographic and metallographic investigations of surface damages in a screw/nut friction pair were carried out. A facility for wear testing under fretting corrosion was designed. Recommendations on the reduction of wing flap damages are developed.

1. *Вибір* газотермічного покриття для відновлення монорейок механізації крила літаків / В. О. Краля, О. Г. Моляр, А. М. Хімко, Д. О. Пугачевський // Вісн. НАУ – 2006. – № 2. – С. 85–88.
2. *Краля В. А., Хімко А. Н.* Рекомендации по восстановлению поврежденных деталей самолетов, изготовленных из титановых сплавов // Матеріали VII Міжнар. наук-техн. конф. АВІА-2006. – К.: НАУ, 2006. – Т. II. – С. 3.46–3.49.
3. *Голего Н. Л., Алябьев А. Я., Шевеля В. В.* Фреттинг-коррозия металлов. – К.: Техника, 1974. – 272 с.
4. *Шевеля В. В., Калда Г. С., Олександренко В. П.* О природе повышения фреттингостойкости стали некоторыми видами поверхностной обработки // Трение и износ. – 2004. – 25, № 2. – С. 140–147.
5. *Шевеля В. В., Олександренко В. П.* Трибохимия и реология износоустойкости. – Хмельницький: ХНУ, 2006. – 278 с.
6. *Хімко А. М.* Фретингостійкість сплаву ВТ-22 з авіаційними матеріалами // Проблеми тертя та зношування: Наук.-техн. зб. – К.: НАУ, 2006. – Вип. 46. – С. 84–90.

Одержано 05.12.2008