

УДК 629.3.018.7.:62-253.5

С.М. Матвійчук

Луцький національний технічний університет

ВИЗНАЧЕННЯ ПРИЧИНИ РУЙНУВАННЯ (ОБРИВУ) РОБОЧИХ ЛОПАТОК АВІАДВИГУНА ПІД ЧАС ЕКСПЛУАТАЦІЇ

На підставі проведених досліджень була розглянута можлива причина обриву робочих лопаток під час експлуатації встановлено, що початковий обрив однієї з двох досліджуваних лопаток спричинив руйнування інших лопаток у двигуні. Було проаналізовано мікроструктуру сплаву ЖС26-ВІ після експлуатації, з якого виготовлені дані деталі.

Важливим завданням машинобудування є забезпечення міцності, надійності і довговічності як вузлів і агрегатів машин в цілому, так і їх деталей при мінімальних матеріаломісткості і витратах на виготовлення та ремонт.

У зв'язку з цим, створення високоресурсних та надійних газотурбінних двигунів (ГТД) – важлива задача сучасного авіадвигунобудування. Одним з елементів конструкції двигуна є лопатка. Складна за своєю будовою, трудомістка у виготовленні, ця деталь в силу, як правило важких умов та режимів експлуатації є визначальною ланкою, від якої залежить ресурс двигуна. В даний час з ускладненням конструкцій ГТД вартість виготовлення багатьох вузлів і деталей різко збільшується і виконання ремонту методом заміни зношених деталей новими стає економічно не вигідним. Для поліпшення економічних показників ремонту двигунів більш доцільно відновлювати дефектні деталі для подальшого їх використання [1].

Спостережуваний в останні роки підвищений інтерес двигунобудівних фірм до розробки і застосування ефективніших методів зміцнення деталей ГТД пов'язаний, головним чином, з великими матеріальними втратами внаслідок дострокового зняття двигунів з експлуатації через пошкодження лопаток від попадання сторонніх предметів [2].

Статистичний аналіз показує, що кількість двигунів, що достроково знімаються з експлуатації через пошкодження сторонніми предметами становить у військовій авіації 40-50% від загального числа двигунів.

Якщо враховувати, що в конструкції ГТД міститься 400-600 шт. лопаток [3], то актуальними залишаються дослідження, спрямовані на встановлення причин обриву лопаток авіадвигунів в процесі їх експлуатації.

Досліджувалися робочі лопатки ТВД, що обірвалася на двигуні, який потребував виконання капітального ремонту.

Зовнішнім оглядом було встановлено, що поверхня пера обірваних лопаток окислена до сірого кольору різних відтінків (рис. 1). Злам за місцем руйнування окислений до сіро-зелених кольорів різних відтінків (рис. 2).



Рис.1. Загальний вигляд лопаток,що обірвалися на двигуні



Рис.2. Злам лопатки за місцем руйнування

Руйнування лопатки відбулося по перу на відстані близько 50 мм по вихідній кромці і 55мм за вхідною кромкою від підшви замка у лопатки 1; 60 мм по вихідній кромці і 55 мм за вхідною кромкою у лопатки 2. У лопатки 2 злам крихкий, у лопатки 1 спостерігаються сліди залишкової пластичної деформації пера в зоні обриву у вигляді витяжки матеріалу (рис.3). За місцем обриву спостерігаються сліди обгорання покриття вхідної кромки (рис.4). Виходячи з того, що злам у досліджуваних лопаток відрізняється, можна припустити, що початковий обрив лопатки 1 спричинив руйнування інших лопаток.

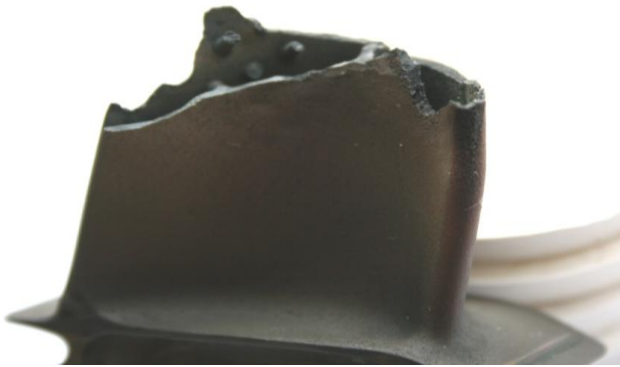


Рис.3. Розтріскування поверхні лопатки поблизу зламу

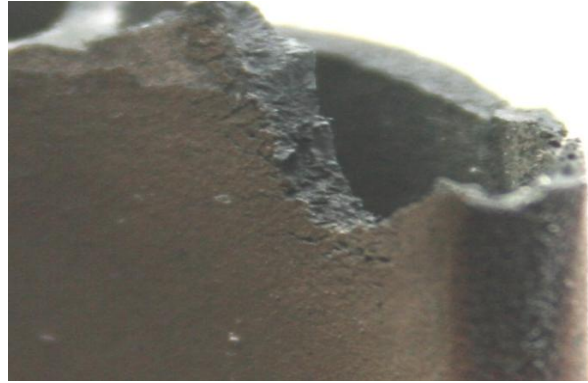


Рис.4. Сліди обгорання покриття вхідної кромки

На вхідній кромці за місцем обриву лопатки 1 є зменшення товщини стінки вхідної кромки до 0,53 мм. (рис.5). У цьому перетині товщина вхідної кромки повинна бути 0,60 - 0,65 мм. У районі вхідної кромки поблизу поверхні зламу з боку спинки видно слід від удару з пошкодженням покриття (темна пляма на рис.6) і наступна від нього вм'ятина з виходом на злам (рис.6)

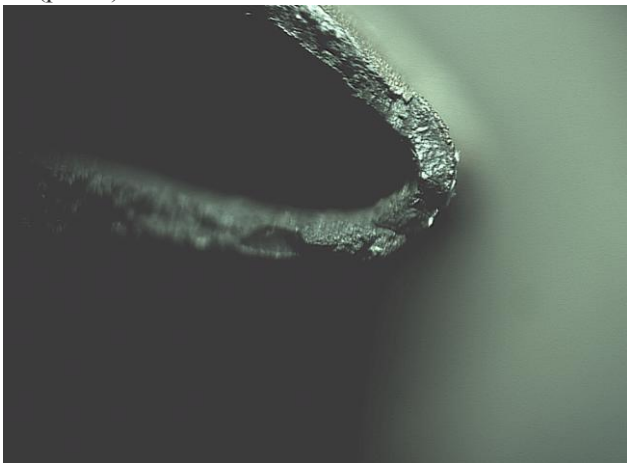


Рис.5. Зменшення товщини стінки вхідної кромки

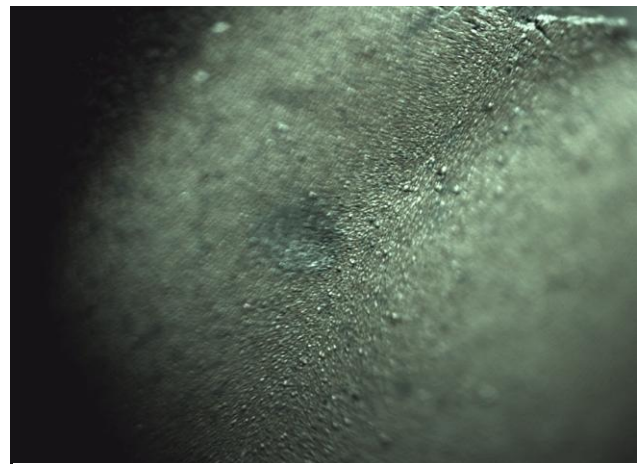


Рис.6. Слід від удару з пошкодженням покриття

При огляді зламу під мікроскопом при збільшенні в25 раз встановлено, що поверхня руйнування являє собою втомний злам з центром зародження на вхідній кромці і вектором розвитку в бік вихідної кромки по стінці спинки по перемичці на корито. (рис.7). Ділянка первісного зародження тріщини має згладжений рельєф, руйнування йшло прямолінійно, що характерно для термовтомних тріщин в литих жароміцних сплавах (рис.8).

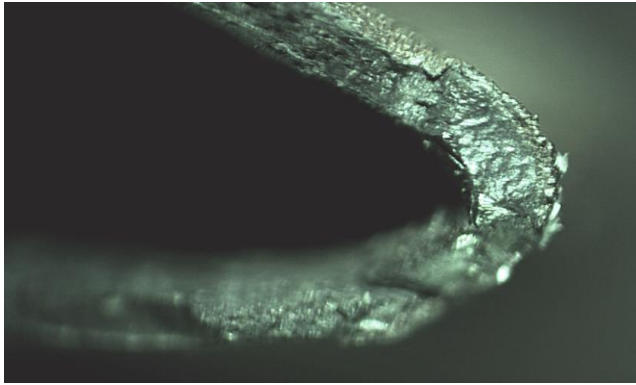


Рис.8. Загальний вигляд руйнування лопатки

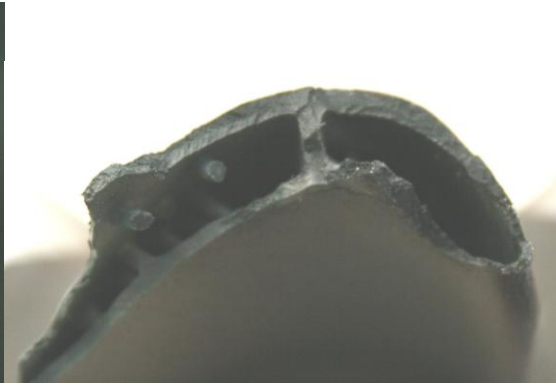


Рис.7. Втомний злам

Окислення поверхні зламу до блакитно-зелених відтінків під дією високих температур свідчить про збіднення матеріалу легуючими елементами.

При дослідженні мікроструктури на оптичному мікроскопі при збільшеннях в 640 (рис.9) і в 1600 (рис.10) встановлено, що мікроструктура лопатки задовільна, відповідає сплаву ЖС26-ВИ після експлуатації. Істотних змін у вигляді коагуляції, утворення вторинної γ' -фази не було виявлено.

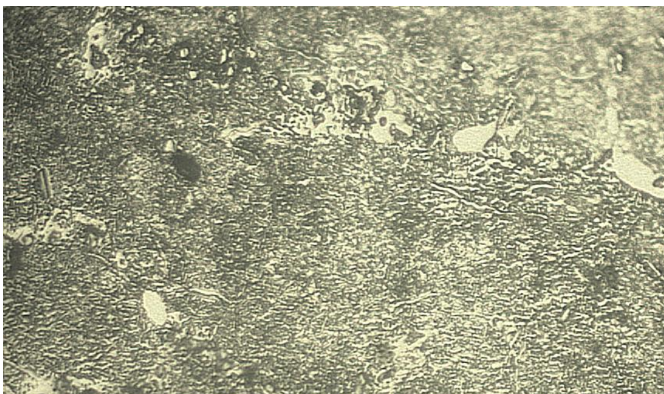


Рис.9. Мікроструктура сплаву ЖС26-ВИ. (x640)

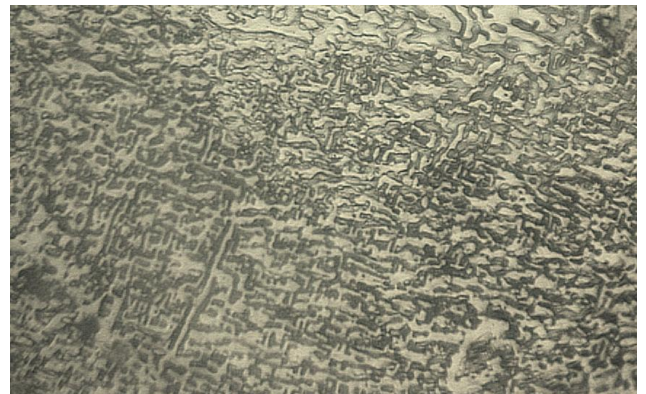


Рис.10. Мікроструктура сплаву ЖС26-ВИ. (x1600)

За результатами досліджень можна зробити висновок, що руйнування лопатки відбулося в результаті утворення та розвитку термовтомної тріщини на вхідній кромці. Причиною виникнення термовтомної тріщини могла послужити наявність механічного пошкодження (вмятини) в районі вхідної кромки, а також вигорання покриття на вхідній кромці і окислення основного матеріалу.

1. Абраимов Н.В., Елисеєв Ю.С., Крылов В.В. Авиационное материаловедение и технология обработки металлов: Учебное пособие для вузов.- М.: Высшая школа, 1998.-444 с.
2. Богуслаев В.А., Муравченко Ф.М и др. Технологическое обеспечение эксплуатационных характеристик деталей ГТД.- Запорожье.- 2003.
3. Ю. А. Ножницкий, А. В. Фишгойт, Р. И. Ткаченко, С. В. Теплова. Разработка и применение новых методов упрочнения деталей ГТД, основанных на пластическом деформировании поверхностных слоев //Вестник двигателестроения.- Запорожье,2006.- №2.-С. 8-16