

LA FATICA SU LEGA DI ALLUMINIO E GHISA: DUE CASI DI STUDIO

Cap. F. Bagnoli, Cap. F. Dolce, T.Col. M. Bernabei

*Reparto Chimico-Centro Sperimentale di Volo
Aeroporto M. De Bernardi, 00040 Pomezia (Roma)
rc.gms@tiscali.it*

SOMMARIO

L'attuale tendenza ad impiegare mezzi di trasporto oltre la vita stabilita da progetto rende estremamente significativa la conoscenza dei fattori che regolano le rotture a fatica, che rappresentano oltre l'80% delle rotture progressive avvenute in esercizio. Infatti, solo attraverso uno studio approfondito di tali fattori possono essere messe in atto importanti segnalazioni correttive in termini di prevenzione e di manutenzione nonché in fase di scelta dei materiali, al fine di garantire l'affidabilità e la sicurezza del mezzo impiegato.

Nella presente memoria sono presentati e discussi due casi di rotture a fatica occorsi su due componenti rispettivamente in lega leggera di alluminio ed in ghisa dal cui studio sono scaturite importanti segnalazioni correttive nel loro ciclo di vita. In particolare, verranno esaminate le rotture di un cerchione ruota carrello principale di un velivolo militare da trasporto e di un disco freno di un mezzo antincendio rispettivamente avvenute durante le fasi di rullaggio e individuate durante un controllo.

ABSTRACT

Due to budgetary constraints, aircrafts as well as motor vehicles used in aeronautical field have a service life well beyond their original design life. All these older transport either have encountered or can be expected to encounter ageing problems such as fatigue cracking that represent more than 80% of the failures occurred at the Italian Air Force. The introduction of new changes in terms of prevention as well as control procedures and sometimes maintenance operations derived from evaluation of morphological, structural and chemical analyses carried out to investigate the causes of failures are useful to preserve the requested fleet airworthiness and guarantee the motor vehicles readiness and effectiveness.

This paper describes the analysis and the investigation of the causes of the failures of a aluminium alloy wheel assy in a military transport aircraft as well as of a cast iron brake of a fire fighting vehicle where the fatigue cracking played the primary role. The analyses also provided a useful corrective to the life cycle of the components.

1. INTRODUZIONE

Condizioni ambientali ed operative particolarmente severe possono causare la rottura in servizio di componenti o organi di strutture metalliche impiegate nel settore aeronautico. Particolarmente interessanti dal punto di vista della riduzione dell'integrità strutturale sono quelle che avvengono ad esempio sui componenti delle gambe carrello dei velivoli o sui dischi freno di automezzi in virtù della presenza di difetti occorsi durante il ciclo di vita del particolare (progettazione, produzione, manutenzione e/o ispezione) e che si propagano principalmente secondo meccanismi di fatica e tensocorrosione [1-7]. Lo studio di tali rotture, condotto mediante l'ausilio di tecniche di indagine distruttive (microscopia elettronica a scansione, metallografia, analisi chimica, microanalisi, durezza, ecc.) e di simulazioni strutturali (FEA), individuando la principale causa dell'inconveniente, permette

l'introduzione di opportune azioni correttive nel ciclo di vita del particolare tali da garantire l'affidabilità e l'impiego in sicurezza del mezzo. Tale studio, inoltre, risulta estremamente significativo in relazione alla concomitante necessità di impiegare il mezzo oltre la sua vita stabilita da progetto e di ridurre i costi di manutenzione.

I due casi di studio presentati nella seguente memoria riguardano le rotture per fatica occorse su un cerchione gamba carrello principale in lega leggera di alluminio di un velivolo da trasporto e di un disco freno in ghisa di un mezzo antincendio utilizzato su sedimi aeroportuali. Dalle indagini distruttive e di simulazione strutturale effettuate su tali particolari è emerso che rotture sono state originate rispettivamente per un pit di corrosione causato dalla rimozione dello strato protettivo sul canale del cerchione e per fatica termica indotta dalle sollecitazioni prodotte sul disco nel corso di ogni ciclo di frenata. Tali indagini hanno permesso di introdurre importanti azioni correttive in termini di manutenzione e di scelta del materiale.

2. CASI DI STUDIO

2.1 Velivolo PiaggioP180 – Rottura cerchione gamba carrello principale

Il cerchione destro del carrello principale del velivolo P180, costruito nel 1985, si è rotto durante le fasi di rullaggio in due parti (particolare A e particolare B in Figura 1) in corrispondenza della spalla interna ed interessando circa la metà della sua circonferenza (freccie in Figura 1). La rottura si è verificata dopo 1200 atterraggi, 300 in meno rispetto al limite previsto secondo il manuale di manutenzione del cerchione.

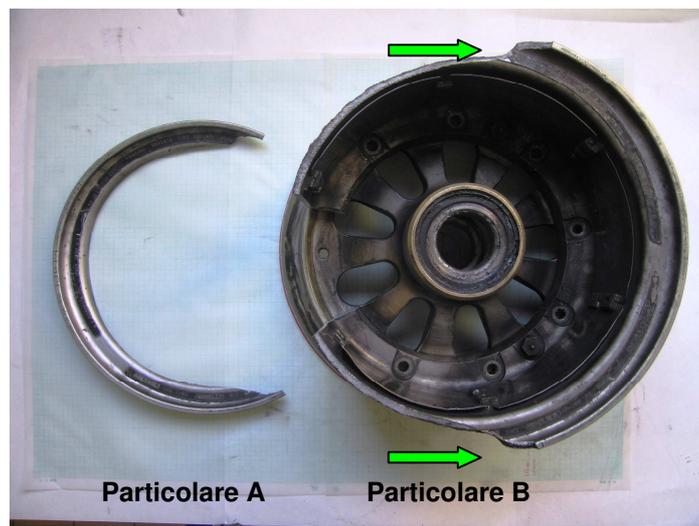


Figura 1 – Cerchione carrello principale

L'esame macrofrattografico dei particolari A e B ha mostrato marcate deformazioni plastiche e sfregamenti causati dall'impatto del cerchione con il manto stradale. Si osserva, inoltre, la rimozione dello strato protettivo in alcune zone in prossimità del raccordo canale-spalla interna, Figura 2, ed in prossimità del raccordo canale-spalla esterna, compatibile con un'azione di sfregamento tra la superficie del cerchione ed il tallone dello pneumatico.

2.1.1 Esami microstrutturali

Le superfici di rottura dei particolari A e B sono state osservate rispettivamente mediante microscopia ottica e microscopia elettronica a scansione ad effetto di campo (FESEM). In particolare, sulla superficie del particolare B si osservano tre zone a caratteri morfologici differenti (zone C, D ed E indicate in Figura 3). La zona C si estende per una larghezza di circa 4 cm ed una profondità pari a circa il 93% dello spessore del particolare, occupando il 5% dell'intera superficie di rottura. La superficie, di aspetto lucido ed a grana fine, giace su un piano perpendicolare all'asse di rotazione del cerchione e presenta evidenti striature ad andamento semiellittico associabili alle linee di arresto tipiche di una propagazione avvenuta per fatica (Figura 4). Le linee di arresto si propagano a partire da un punto situato a circa 5 mm dalla zona di raccordo spalla-canale. Tale zona, che corrisponde all'innesco della rottura, mostra segni di un fenomeno di corrosione occorso per *pitting*. Il pit si estende

per circa 600 μm in lunghezza e circa 315 μm in profondità, tratteggio in Figura 5, e risulta localizzato, sul canale, in corrispondenza della mancanza dello strato protettivo.

Lungo la superficie di rottura, a distanze rispettivamente di 3 e 5 mm dal pit precedentemente osservato, ed in corrispondenza di due zone sul canale in cui lo strato protettivo risulta ancora assente, si osservano altri due pit di dimensioni rispettivamente circa 250x100 μm e 120x30 μm . La zona D, caratterizzata da un'alternanza di zone chiare e scure, associate rispettivamente a rotture prodottesi per fatica e per sovraccarico, occupa circa il 15% della superficie di rottura e rappresenta la zona di propagazione instabile della fatica. La zona E, che si estende per la restante percentuale, presenta i caratteri morfologici di una rottura intergranulare, con microbuche associate allo schianto.

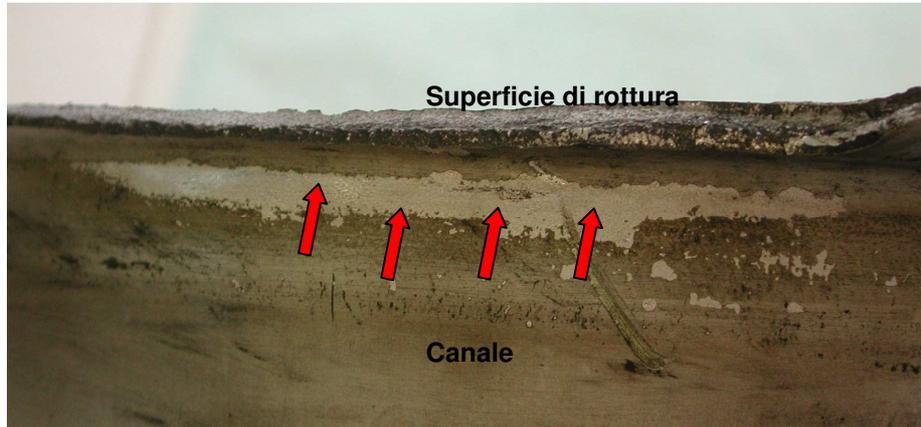


Figura 2 – Asportazione strato protettivo spalla interna

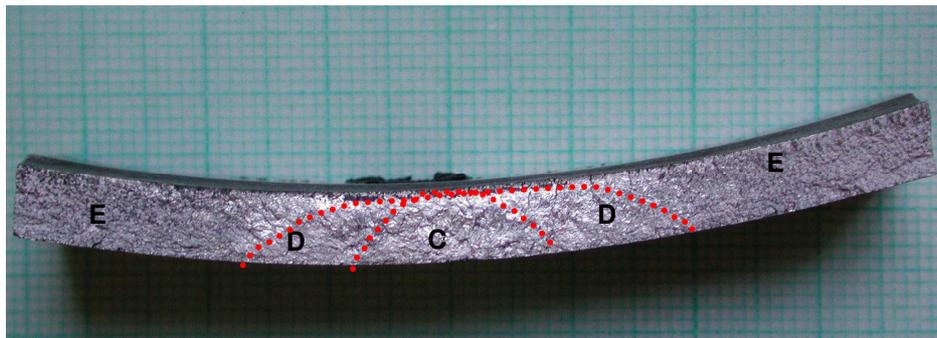


Figura 3 – Sezione superficie di rottura particolare B

2.1.2 Stima della vita a fatica

La stima del numero dei cicli (N) sopportato dal cerchione durante la propagazione della crinatura è stata valutata misurando la spaziatura (da) fra le linee di arresto lungo la direzione di avanzamento della crinatura. Tale spaziatura, misurata a partire da una distanza di 700 μm dall'area di innesco fino a 4800 μm , mostra l'andamento riportato in Figura 6. Poiché l'andamento è approssimato da una funzione esponenziale [8], il numero di cicli nell'intervallo delle misure è stato calcolato mediante integrazione della stessa. Il valore ottenuto da tale stima risulta essere pari a circa 1100 cicli.

2.1.3 Esami chimico-fisici

Analisi chimica quantitativa elementare

L'analisi è stata eseguita mediante spettroscopia al plasma ed ha evidenziato una composizione riconducibile alla lega leggera a base Alluminio del tipo AA2014, in accordo con le specifiche di progetto.

Misure di durezza

Le misure sono state effettuate secondo il metodo Rockwell B con un carico di 100 kg e penetratore sferico di acciaio 1/16" su una sezione longitudinale del particolare in corrispondenza del canale lato interno. E' stato ottenuto un valore pari 85 HRB \pm 0.7 che risulta regolare per questo tipo di lega nello stato di trattamento termico T6 [9].

Esame microstrutturale

L'esame è stato condotto con il microscopio metallografico su una sezione longitudinale del particolare in corrispondenza del canale lato interno. La microstruttura presenta grani allungati parzialmente ricristallizzati e grossolane inclusioni distribuite lungo di essi, e risulta regolare per questo tipo di lega nello stato di trattamento termico T6 [10].

Esame EDS

L'analisi chimica EDS, eseguita al fine di individuare eventuali disomogeneità di composizione nella zona da cui si è originata la rottura, è stata effettuata in corrispondenza del pit di massima estensione e non ha evidenziato anomalie particolari.

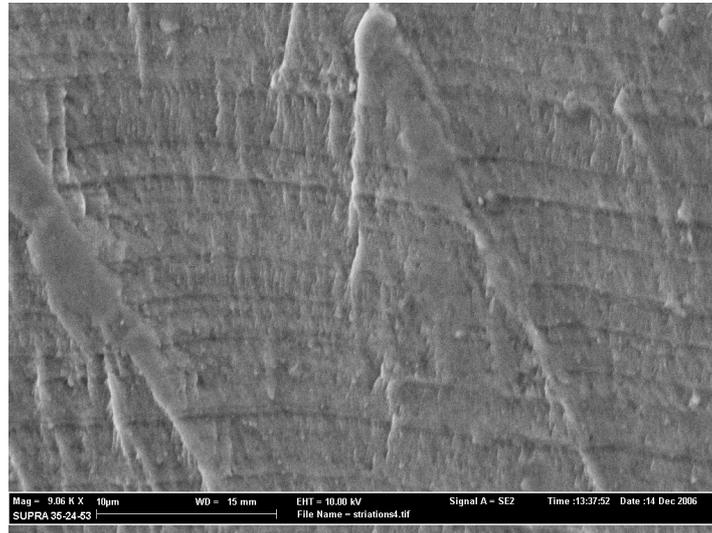


Figura 4 – Linee di arresto

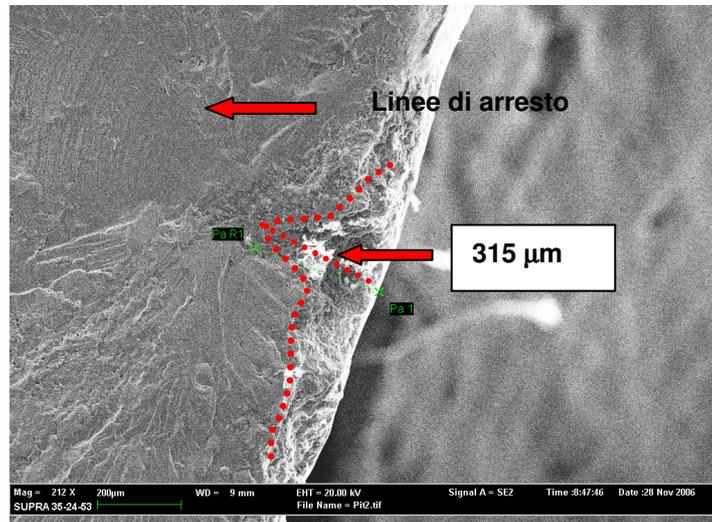


Figura 5 – Pit di corrosione

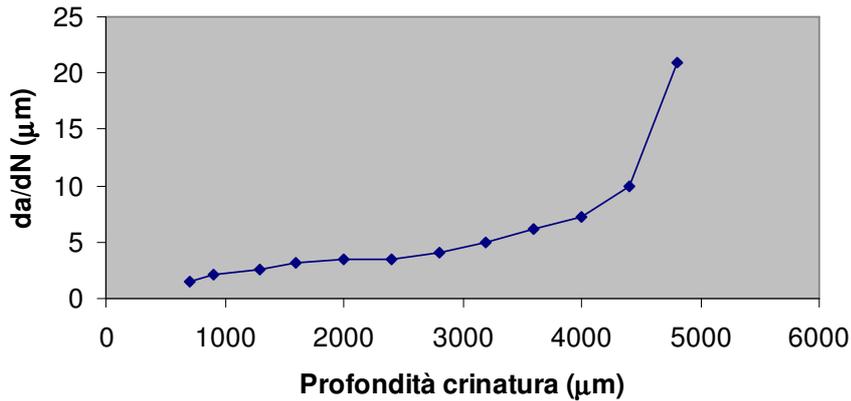


Figura 6 – Crescita della crinatura

2.1.4 Considerazioni

La rottura è avvenuta sul canale del cerchione in prossimità della spalla interna per la propagazione di una crinatura di fatica di dimensioni finali di circa 8 cm x 5 cm. Tale crinatura si è originata per la formazione di un pit di corrosione a seguito dello sfregamento tra il tallone dello pneumatico ed il canale del cerchione che ha causato la rimozione dello strato protettivo [11].

Al fine di limitare o annullare il ripetersi degli inconvenienti è risultato essenziale avviare una corretta procedura manutentiva per verificare l'integrità del rivestimento protettivo e finalizzata a rimuovere la corrosione ed a ripristinare lo strato protettivo. Inoltre, considerato che il numero di cicli a cui il particolare è stato soggetto prima della rottura è risultato inferiore al limite di manutenzione previsto ogni 1500 cicli è stata raccomandata una riduzione dell'intervallo di controllo.

2.2 Mezzo antincendio IVECO DRAGON X6 – Crinature disco freno posteriore sinistro

Il disco freno è costituito da un corpo unico di materiale ferroso di tipo autoventilante, ha evidenziato, nel corso di un controllo ispettivo, numerose crinature in corrispondenza delle superfici esterne delle piste frenanti dirette in senso radiale e di grandezza compresa tra circa 1 e 7,5 cm (particolare in Figura 7).



Figura 7 – Crinature superficie esterna pista lato serraggio

2.2.1 Esami microstrutturali

Una tra le più serrate crinature presenti sulla superficie esterna della pista, lunga circa 2.5 cm, è stata aperta meccanicamente e ne è stata osservata la superficie di rottura mediante microscopia ottica ed elettronica ad effetto di campo (FESEM). La crinatura si è propagata dalla superficie esterna verso quella interna secondo un profilo semiellittico. Sulla superficie di rottura si possono distinguere due zone con caratteri morfologici e colorazioni differenti (zone A e B in Figura 8). In particolare, la zona A,

situata in corrispondenza del bordo superficie esterna, si presenta a grana fine e di colore marrone scuro con riflessi bluastri. Sulla stessa si osserva uno strato di prodotti di corrosione con un aspetto a fango secco. Al di sotto di tale strato si rileva la presenza di striature associate ad una preesistente propagazione a fatica. In corrispondenza del bordo non sono stati individuati elementi che possano aver costituito punti di innesco preferenziale della crinatura, come *pit* di corrosione, intagli, fattori geometrici, ecc.. La microanalisi EDS, eseguita al fine di individuare eventuali disomogeneità puntuali di composizione del materiale, non ha evidenziato anomalie. La zona B, di colore arancione-giallastro, si presenta a grana grossolana e parzialmente corrosa. Su tale zona, le striature di fatica, con andamento semiellittico, risultano più evidenti (Figura 9). Le stesse si presentano spesse, con una spaziatura di circa 1 µm. Sono altresì evidenti sfaccettature piane a forma di ventaglio caratteristiche di una rottura fragile per clivaggio.

2.2.3 Esami chimico-fisici

Analisi chimica quantitativa elementare

L'analisi è stata eseguita mediante spettroscopia al plasma ed ha fornito una composizione corrispondente a quella di una ghisa grigia per getti di tipo lamellare, come da progetto.

Misure di durezza

Le misure sono state effettuate secondo il metodo Rockwell B con un carico di 100 kg e penetratore sferico di acciaio 1/16". Le determinazioni sono state effettuate secondo un profilo radiale sia sul mozzo che sulla superficie esterna ed interna della pista lato serraggio per evidenziare eventuali variazioni dovute all'effetto del calore generato sul disco per l'attrito delle pastiche. In Tabella 1 sono elencati i valori medi ottenuti insieme a quelli dedotti.

Tabella 1 – Profilo durezza

	Durezza misurata	Durezza dedotta	UTS dedotto
Mozzo	88 HRB ± 0.45 (n=5)	176 HB	588 MPa
Pista esterna	94 HRB ± 0.55 (n=5)	205 HB	676 MPa
Pista interna	93 HRB ± 0.55 (n=5)	205 HB	657 MPa

Esame microstrutturale

L'esame metallografico è stato effettuato su una sezione trasversale del disco in corrispondenza sia della crinatura precedentemente aperta che della zona di ancoraggio del disco sul mozzo ruota lato serraggio, dove la microstruttura non risulta direttamente interessata dal calore. In Tabella 2 sono elencate le principali caratteristiche microstrutturali osservate su entrambe le zone esaminate.

Tabella 2 – Caratteristiche microstrutturali del disco

	Microstruttura			
	Perlite	Grafite in fiocchi	Austenite	Carburi
Mozzo	ordinata, lamellare	circa 80 µm	tracce	no
Pista esterna	casuale, lamellare	circa 165 µm	no	no

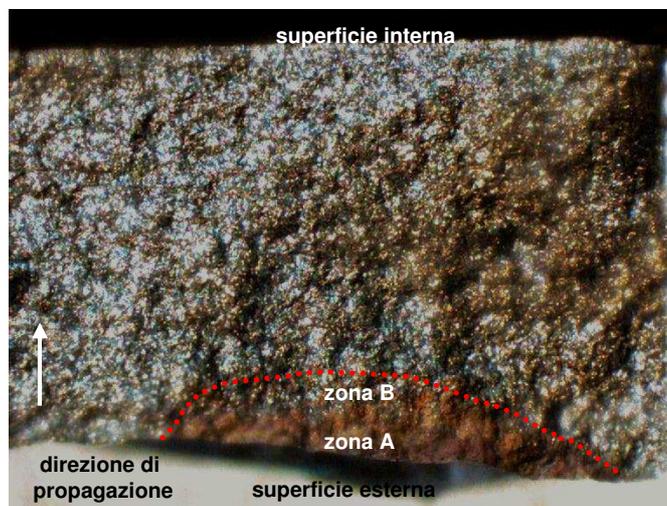


Figura 8 – Superficie di rottura crinatura

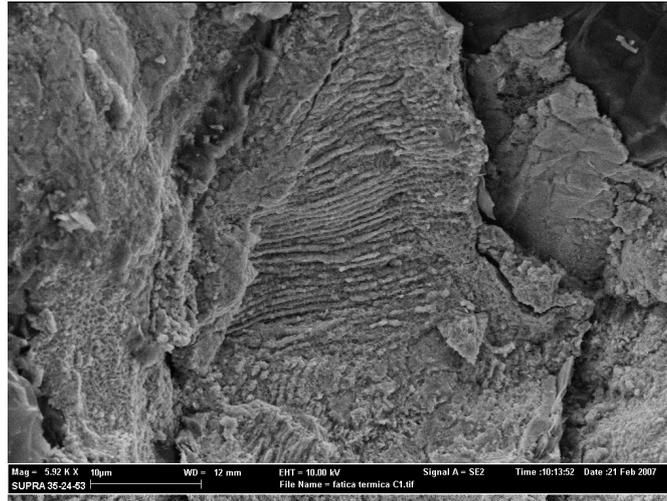


Figura 9 – Striature di fatica parzialmente corrose

2.2.4 Analisi agli elementi finiti (FEA)

E' stata effettuata attraverso un'analisi di tipo termico in regime transitorio, allo scopo di determinare la distribuzione della temperatura all'interno del disco, e di tipo meccanico in condizioni lineari-elastiche, per determinare la distribuzione dello stato tensionale di Von Mises. L'analisi termica transitoria è stata effettuata ipotizzando un flusso di calore decrescente linearmente da un valore di circa $7 \text{ a } 5 \text{ W/mm}^2$ in 1 sec. di frenata applicato sulla pista frenante del disco [12]. Al modello, inoltre, è stata applicata una convezione forzata di tipo esterno per le zone non a contatto con le pastiglie e di tipo interno per le superfici dei fori di ventilazione. L'andamento nel tempo delle temperature all'interno del disco è illustrato in Figura 10.

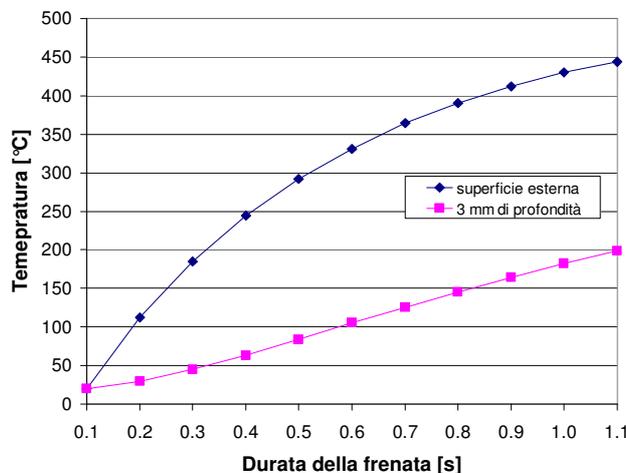


Figura 10 – Andamento nel tempo della temperatura

L'analisi meccanica in campo lineare-elastico è stata effettuata considerando, insieme ai carichi termici, i vincoli delle pastiglie e la pressione di frenata. La distribuzione degli sforzi di Von Mises che si ottengono in seguito alla frenata ipotizzata nell'analisi termica sono riportati in Figura 11. Tali sforzi, principalmente in corrispondenza della superficie esterna (freccia rossa in Figura 11), superano il valore del carico di snervamento a compressione, dell'ordine dei 240 MPa [13] (freccia blu in Figura 11), inducendo una deformazione plastica locale del materiale. La distribuzione degli sforzi, inoltre, è localizzata in direzione radiale nella parte centrale della pista frenante e con delle variazioni di intensità in corrispondenza delle parti non forate del disco. Le deformazioni plastiche che si generano sulla pista frenante inducono localmente delle tensioni residue di trazione quando il disco ritorna nelle condizioni iniziali di temperatura uniforme, la cui entità, tuttavia, non è ricavabile da un'analisi di tipo lineare-elastico.

2.2.5 Considerazioni

Le evidenze morfologiche raccolte, confermate dalla simulazione numerica, sono concordi nell'individuare le zone di sviluppo delle crinature. In particolare, gli sforzi sono localizzati sulle piste di frenata in direzione radiale. L'osservazione morfologica di una superficie di rottura rivela che le crinature si sono propagate secondo un meccanismo di fatica da ciascuna delle superfici esterne verso quelle interne della pista frenante. Le cause che hanno innescato la fatica sono riconducibili agli sforzi provocati dal gradiente di temperatura che si genera lungo lo spessore del disco nella fase di frenata. Durante la fase di riscaldamento del disco (ciclo di frenata), si creano infatti sulle piste frenanti sforzi di compressione che, superando il carico di snervamento, deformano plasticamente il materiale. In virtù di tale plasticizzazione si generano, durante la fase di raffreddamento del disco (dopo il ciclo di frenata), sforzi residui di trazione che, in relazione al basso limite di fatica del materiale considerato [14] (intorno agli 80 MPa), possono innescare la rottura progressiva osservata.

Le lievi variazioni di durezza osservate e l'assenza, nella microstruttura, di perlite sferoidale e di carburi precipitati indicano che la pista è stata interessata da una temperatura non superiore ai 500 °C [15], sufficiente a generare la plasticizzazione, come verificato dall'analisi effettuata attraverso la simulazione numerica.

Il materiale esaminato risulta essere, in ragione delle sue caratteristiche chimico-fisiche e di resistenza all'usura, tradizionalmente impiegato per questo tipo di applicazione [13], sebbene presenti alcune anomalie di composizione che lo rendono soggetto alla fatica termica. Nell'uso delle ghise, infatti, la resistenza a tale meccanismo di propagazione è favorita sia dalla presenza di grafite sferoidale e compatta in struttura perlitica o ferritica sia dalla presenza di un alto contenuto di silicio (> 2.2%) ed altri metalli quali nichel, molibdeno, cromo e cerio presenti in concentrazione inferiore a 1% [15].

Nel materiale esaminato la grafite presente non ha tali caratteristiche, il silicio è presente in percentuale relativamente bassa (1.56%) e gli altri elementi sono assenti.

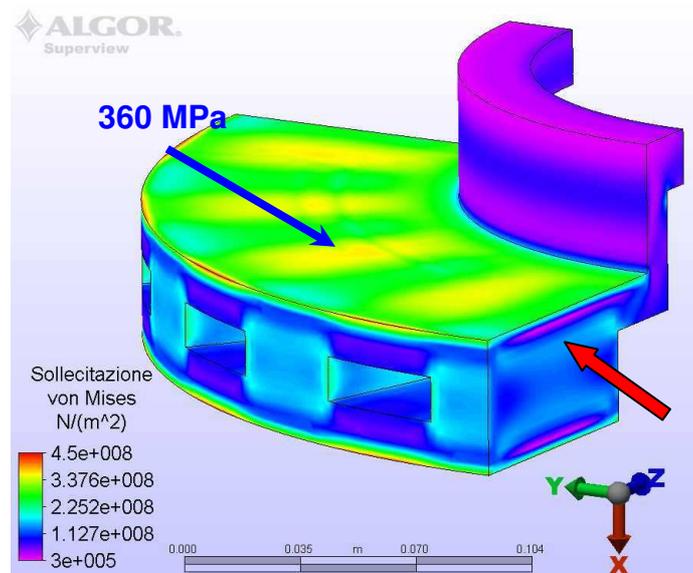


Figura 11 – Distribuzione degli sforzi di Von Mises in fase di compressione

3. CONCLUSIONI

Le indagini effettuate sul cerchione in lega leggera di alluminio e sul disco freno in ghisa hanno individuato un fenomeno di fatica come causa principale della rottura originato rispettivamente da un pit di corrosione e dalle sollecitazioni prodotte nel corso di ogni ciclo di frenata.

Tali indagini hanno evidenziato, inoltre, la necessità di introdurre significative azioni correttive nel ciclo di vita dei particolari (scelta del materiale e manutenzione) al fine di migliorarne l'impiego in sicurezza e l'affidabilità.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Ossa E. A. Failure analysis of a civil aircraft landing gear. *Engineering Failure Analysis* 2006; 13: 1177-1183.
- [2] Eliaz N. Sheinkopf H., Shemesh G., Artzi H. Cracking in cargo aircraft MLG truck beams due to abusive grinding following chromium plating. *Engineering Failure Analysis* 2005; 12: 337-347.

- [3] Azavedo C. R. F., Hippert Jr. E. Fracture of an aircraft's landing gear. *Engineering Failure Analysis* 2002; 9: 265-275.
- [4] Franco L. A. L., Lourenco N. J., Graca M. L. A., Silva O. M. M., De Campos P. P., Von Dollinger C. F. A. Aircraft fracture of a nose landing gear in a military transport aircraft. *Engineering Failure Analysis* 2006; 13: 474-479.
- [5] Panontin T. L. Fatigue failure of a C130 Aircraft Main Landing Gear Wheel Flange. *Handbook of Case Histories in Failure Analysis*, Vol. 1. ASM International, 1994. p. 25-29.
- [6] amabe J., Takagi M., Matsui T., Kimura T., Sasaki M. Development of disc brake rotors for trucks with high thermal fatigue strength. *JSAE Review*, Volume 23, Issue 1, January 2002, p. 105-112.
- [7] Fatigue and Fracture, *ASM Handbook*, Vol. 19, p. 27.
- [9] Aluminum and Aluminum Alloys, *ASM Specialty Handbook*, 1993, p. 325.
- [10] Liu D., Atkinson H. V., Higginson R.L., *Materials Science and Engineering*, A 392 2005 p. 73.
- [11] AMS International, *Handbook of case histories in Failure Analysis*, Volume 1 2 online, p. 2212, p. 2231.
- [12] Sakamoto H., Hirakawa K., *JSME International Journal*, Series A Vol. 48 N. 4 2005 p. 458.
- [13] amabe J., Takagi M., Matsui T., *Technical Review* No.15 2003 p. 42.
- [14] *ASM Handbook*, Fatigue and Fracture, Vol. 19 1996 p. 666.
- [15] Cueva G., Sinatora A., Guesser W. L., Tschiptschin A. P., *Wear* 255 2003 p. 1256.