

INCIDENTE velivolo B737 marche EI-COI

Tipo dell'aeromobile e marche	Velivolo Boeing 737 marche EI-COI.
Data e ora	15 giugno 2006, 06.16 UTC circa (08.16 ora locale).
Località dell'evento	Aeroporto di Catania Fontanarossa.
Descrizione dell'evento	<p>Il 15 giugno 2006 l'aeromobile Boeing 737-400 marche EI-COI era programmato per effettuare un volo da Catania Fontanarossa a Roma Fiumicino con a bordo 98 passeggeri (tra cui un membro di equipaggio di un'altra compagnia) e 6 membri di equipaggio. Il percorso autorizzato dal controllore del traffico aereo (CTA) era il seguente: TWY C, ingresso nella pista 08/26, rullaggio lungo la pista in direzione Ovest fino alla testata 08, con successivo <i>back-track</i> e allineamento per la stessa pista 08.</p> <p>Il comandante ha dichiarato di aver effettuato il rullaggio a velocità ridotta. Dopo aver percorso tutta la pista, l'aeromobile effettuava una inversione a sinistra di 180°, allineandosi per pista 08. Durante tale inversione tutto l'equipaggio avvertiva un sobbalzo anomalo, che era attribuito però ad asperità della pista. Quasi contemporaneamente un altro velivolo comunicava alla TWR (Torre di controllo) di essere in finale per la stessa pista, ad una distanza di 5 miglia, per cui i piloti dell'EI-COI decidevano di accelerare le operazioni di decollo.</p> <p>La configurazione in decollo delle posizioni degli assistenti di volo era la seguente:</p> <ul style="list-style-type: none">- il CA (Cabin Attendant, assistente di volo) responsabile era seduto sullo strapuntino anteriore vicino alla porta 1 sinistra (1L);- un CA, seduto sullo stesso strapuntino del CA responsabile, era dedicato alla porta 1 destra (1R);

- un CA, seduto sullo strapuntino posteriore, era dedicato alla porta 3 sinistra (3L);
- un CA, seduto sullo stesso strapuntino posteriore, era dedicato alla porta 3 destra (3R).

Mentre iniziava la corsa di decollo (06.15.17 CVR *time*), l'assistente di volo 3R vedeva un passeggero, lato corridoio, ultima fila di destra, agitarsi. L'assistente di volo, credendo che avesse un malore, lo avvicinava e tentava di calmarlo, ma il passeggero lo informava che il suo vicino, seduto accanto al finestrino, aveva visto una ruota del carrello allontanarsi dall'aeromobile.

Il CA 3R chiedeva al suo collega vicino 3L, che aveva a portata di mano il telefono per le comunicazioni interne, di «chiamare d'avanti», sollecitando con ciò una chiamata in cabina di pilotaggio, ma il suo collega contattava l'assistente di volo responsabile 1L. Quest'ultimo, ricevuta l'informazione, riteneva non opportuno avvisare immediatamente il comandante essendo già iniziata la corsa di decollo, rinviando ad un momento successivo la comunicazione della suddetta informazione. Pochi minuti dopo lo stesso assistente di volo responsabile 1L contattava il comandante, comunicandogli la segnalazione del passeggero. Il comandante, considerando che l'accelerazione in pista ed il distacco da terra si erano svolti normalmente e senza alcuna segnalazione di avaria, continuava il completamento della manovra di decollo e contattava la TWR chiedendo di far effettuare una ispezione in pista per la ricerca della ruota.

L'equipaggio, intanto, valutata la situazione e considerato che durante la corsa di decollo non erano intervenuti avvisi di avaria, né era stato avvertito alcun rumore sospetto, decideva comunque di continuare il volo verso Roma Fiumicino.

Alcuni minuti dopo il CTA in contatto radio con l'EI-COI comunicava all'equipaggio il rinvenimento della ruota mancante, in prossimità dell'inizio della pista, sul lato destro (figura n. 1).

I passeggeri venivano informati dell'accaduto e della decisione di proseguire il volo per la destinazione finale di Roma Fiumicino. Durante la crociera gli assistenti di volo effettuavano il regolare servizio di bordo e approfittavano dell'occasione per assicurare i passeggeri.

Alle 06.38.18, il pilota contattava Roma ACC sulla frequenza 127.35 MHz e riceveva l'autorizzazione all'avvicinamento per l'aeroporto di Roma Fiumicino sotto controllo radar.

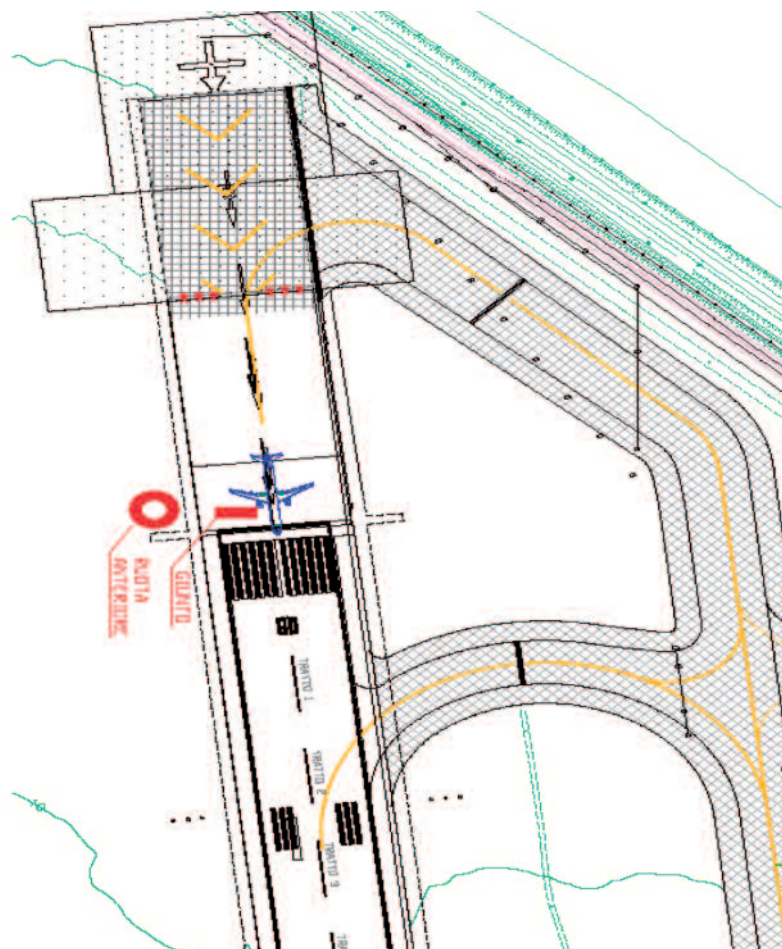


Figura n. 1: disegno schematico dei punti di ritrovamento della ruota anteriore e del relativo giunto.

Pochi minuti dopo, il CTA comunicava all'EI-COI che era giunta notizia da Catania che il velivolo, in decollo, aveva perso il ruotino anteriore e qualche pezzo meccanico.

Successivamente, sulla frequenza 134.2 MHz, l'equipaggio chiedeva a Roma ACC di poter scendere ad una quota più bassa per aumentare il consumo di carburante e diminuire conseguentemente il peso dell'aeromobile all'atterraggio.

Alle 07.12, in contatto con Roma ACC sulla frequenza 127.95 MHz, veniva dichiarata emergenza e richiesta la possibilità di effettuare un basso passaggio sulla Torre di controllo dell'aeroporto di Roma Fiumicino per una verifica visiva della situazione del carrello anteriore. L'EI-COI veniva quindi passato sulla frequenza 131.25 MHz di Roma ACC ed il controllore del traffico aereo informava l'EI-COI che sulla pista sarebbe stato presente un tecnico della compagnia di appartenenza dell'aeromobile per verificare la situazione.

Il comandante, di nazionalità greca, decideva di informare i passeggeri della manovra in atto e faceva effettuare gli annunci al copilota, di nazionalità italiana, per garantire una adeguata comunicazione ai passeggeri.

Dopo aver effettuato il passaggio basso sulla pista 25 in contatto radio con la TWR di Roma Fiumicino, l'EI-COI effettuava la manovra di mancato avvicinamento, contattava nuovamente Roma ACC sulla frequenza 119.2 MHz e dirigeva verso Tarquinia salendo a 5000 piedi, chiedendo al CTA di conoscere l'esito del controllo visivo. Il CTA informava l'equipaggio che la TWR di Roma Fiumicino aveva osservato la presenza di «un solo ruotino».

Dalle trascrizioni delle comunicazioni telefoniche effettuate dalla TWR di Roma Fiumicino risulta che il tecnico di compagnia che doveva effettuare l'osservazione da terra non era arrivato in tempo utile nelle vicinanze della pista: questa informazione non veniva però riportata all'equipaggio dell'EI-COI. Il volo di quest'ultimo proseguiva con il carrello in posizione estesa, al fine di evitare che altre sollecitazioni dovute ad una successiva manovra di estrazione

potessero causare ulteriori danni al carrello stesso. Inoltre, la resistenza aerodinamica del carrello abbassato favoriva un maggior consumo di carburante, con conseguente atterraggio al peso più basso possibile.

In questo intervallo di tempo, gli assistenti di volo, seguendo la lista dei controlli previsti per questo tipo di emergenza, preparavano i passeggeri individuando anche alcuni PSP (Preselected Passenger, passeggeri destinati a fornire collaborazione agli assistenti di volo) ed effettuavano una dimostrazione sulla posizione che i passeggeri avrebbero dovuto mantenere in atterraggio. I piloti, a scopo precauzionale, per poter affrontare anche un eventuale cedimento del carrello anteriore, effettuavano anche i controlli previsti dalla *check list* di emergenza per affrontare un atterraggio asimmetrico.

Alle 08.07.02 l'EI-COI era autorizzato da Roma ACC ad effettuare un avvicinamento sulla pista 16L dell'aeroporto di Roma Fiumicino e alle 08.09.00 veniva passato sulla frequenza della TWR di Roma Fiumicino per l'autorizzazione all'atterraggio.

Poco prima della toccata, dalla cabina di pilotaggio gli assistenti di volo venivano informati dell'imminenza della toccata stessa, ciclando gli avvisi luminosi posizionati nella cabina passeggeri. Gli assistenti di volo effettuavano l'annuncio "brace position" per comunicare ai passeggeri di assumere la posizione di sicurezza. Alle 08.16 l'aeromobile atterrava, decelerava regolarmente ed usciva dalla pista arrestandosi sulla TWY DH, senza cedimenti della gamba del carrello o dell'unico ruotino rimasto (foto n. 1). I mezzi dei Vigili del fuoco seguivano l'aeromobile a breve distanza e si attestavano intorno allo stesso. Venivano a questo punto spenti i motori e sbarcati in quella posizione tutti i passeggeri prima di rimuovere l'aeromobile.



Foto n. 1: il carrello anteriore dell'EI-COI ad atterraggio avvenuto.

Alle 08.46 i Vigili del fuoco comunicavano la fine dell'emergenza, rientravano nella loro postazione e veniva ristabilito il normale flusso di traffico sull'aeroporto.

**Proprietario/esercente
dell'aeromobile**

AirOne S.p.A.

Natura del volo

Trasporto pubblico passeggeri.

Persone a bordo

98 passeggeri (tra cui un membro di equipaggio di un'altra compagnia) e 6 membri di equipaggio.

Danni a persone e cose

Nessun danno alle persone.

L'aeromobile riportava la rottura dell'assale della gamba carrello anteriore, facente parte del complessivo *inner cylinder* P/N 65-46215-4, prodottasi in corrispondenza della zona di innesto del ruotino sinistro (schema in figura n. 2 e tratteggio rosso in foto n. 2).

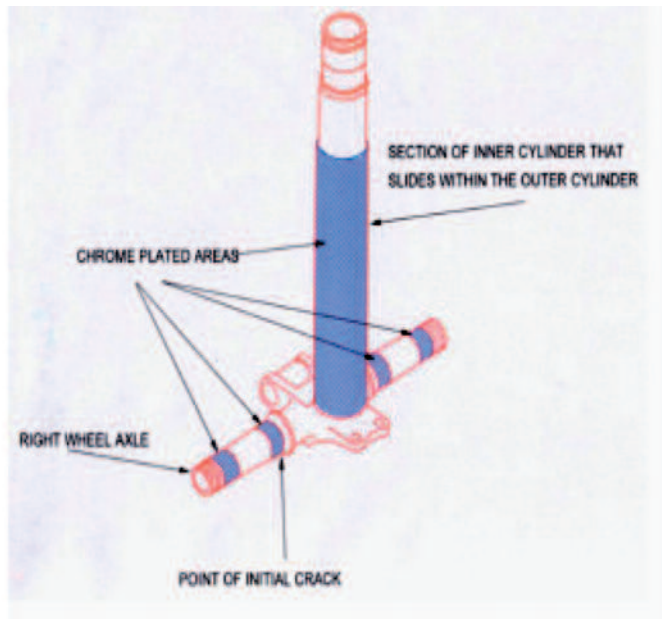


Figura n. 2: schema *inner cylinder*.

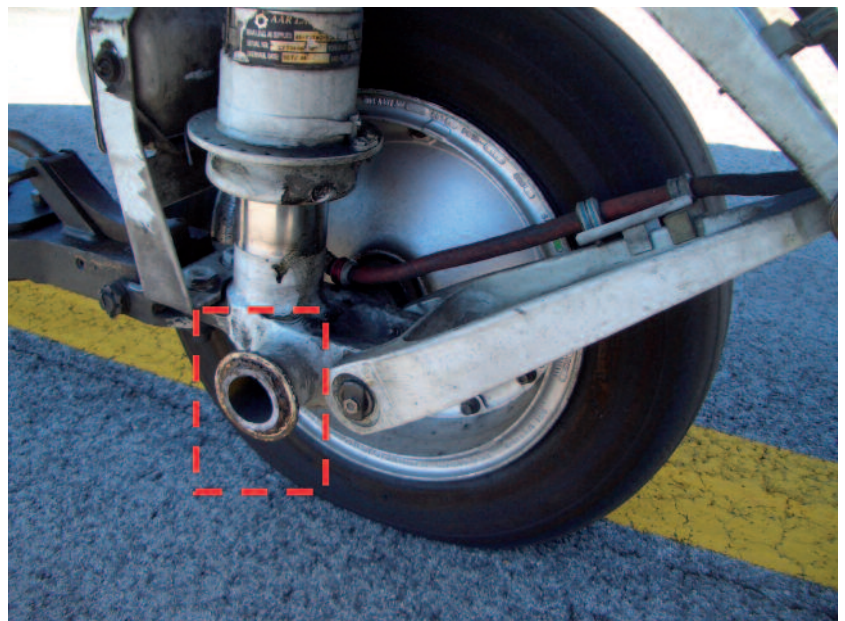


Foto n. 2: mozzo della ruota mancante.

La sezione di rottura dell'assale risultava situata in corrispondenza di uno *spacer* come dallo schema costruttivo riportato in figura n. 3.

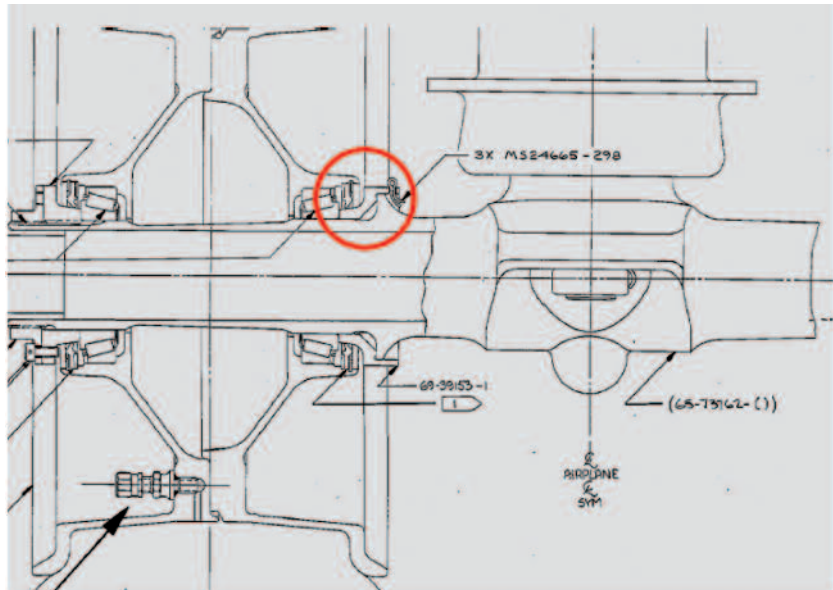


Figura n. 3: schema costruttivo dell'assale e posizione dello *spacer*.

Informazioni relative al personale di volo

Comandante: maschio, età 55 anni, nazionalità greca; titolare di licenza ATPL in corso di validità; visita medica di prima classe in corso di validità; esperienza di volo totale 10.300h; sul tipo 2170h; ultimi 90 gg. 179h; ultimi 7 gg. 16h; riposo prima del volo 18h.

Copilota: maschio, età 34 anni, nazionalità italiana; titolare di licenza CPL in corso di validità; visita medica di prima classe in corso di validità; esperienza di volo totale 3050h; sul tipo 980h; ultimi 90 gg. 164h; ultimi 7 gg. 21h; riposo prima del volo 18h.

Assistenti di volo.

Sul volo in oggetto erano presenti: un AV senior (porta 1L) e tre AV junior stagionali (porte 1R, 3L, 3R).

AV Senior-1L: maschio, età 32 anni, nazionalità italiana; attestato per i servizi di pronto soccorso e di emergenza in corso di validità; visita medica in corso di validità; *recurrent training* 21 gennaio 2006.

AV junior stagionale-1R: maschio, età 35 anni, nazionalità italiana; attestato per i servizi di pronto soccorso e di emergenza in corso di validità; visita medica in corso di validità; *recurrent training* 14 marzo 2006.

AV junior stagionale-3R: maschio, età 35 anni, nazionalità italiana; attestato per i servizi di pronto soccorso e di emergenza in corso di validità; visita medica in corso di validità; *recurrent training* 21 febbraio 2006.

AV junior stagionale-3L: maschio, età 28 anni, nazionalità italiana; attestato per i servizi di pronto soccorso e di emergenza in corso di validità; visita medica in corso di validità; *recurrent training* 24 ottobre 2005.

**Informazioni relative
all'aeromobile ed al
propulsore**

Tipo di aeromobile:	Boeing 737-400.
Marche di immatricolazione:	EI-COI.
Anno di costruzione:	1992.
MTOW:	62.822 kg.
Ultima Overhaul Inspection (OI):	22.10.1998.
Cicli di volo totali:	26.735.
Cicli di volo dopo ultima OI:	15.584.
Documentazione dell'a/m:	in corso di validità.

Informazioni sull'aeroporto

L'aeroporto di Catania Fontanarossa è collocato in coordinate geografiche 37° 28' 00" N 015° 03' 50" E, a 2,43 miglia nautiche Sud Ovest dalla città ed è aperto al traffico civile IFR e VFR. E' dotato di una pista asfaltata, con designazione 08/26, che ha le seguenti dimensioni: 2435 x 45 metri.

Informazioni meteorologiche

Al momento dell'avvicinamento per la pista 25 di Roma Fiumicino e del successivo atterraggio sulla pista 16L le condizioni meteorologiche erano buone. Il METAR relativo all'aeroporto di Roma

Fiumicino riportava infatti: LIRF 150745Z VRB02KT CAVOK
23/13 Q1021 NOSIG.

Altre informazioni

Registratori di volo.

L'aeromobile era equipaggiato con un registratore di dati DFDR modello SUNDSRAND P/N 980-4100-DXUN S/N 8674 e con un registratore di suoni/voci CVR modello ALLIED SIGNAL P/N S200-0012-00 S/N 01221.

Dalla registrazione dei dati di volo non è stato possibile identificare il momento esatto del distacco della ruota, ma è stato possibile ricavare l'intervallo temporale delle singole manovre fino al momento del decollo riferito al tempo registrato dall'apparato (CVR *time*):

- alle 06.14.41 l'andamento della prua del velivolo evidenzia l'inizio al suolo della inversione a sinistra di 180° per l'allineamento in pista con prua 080°;
- alle 06.15.02 la prua registrata conferma l'avvenuto allineamento sulla pista 08;
- alle 06.15.17 l'indicatore di velocità registra l'inizio dell'accelerazione;
- alle 06.15.41 l'altimetro registra l'aumento della quota.

La segnalazione del passeggero è presumibile che sia avvenuta tra l'inizio della inversione al suolo e l'inizio della corsa di decollo. Tale intervallo di tempo è quantificabile in circa 36 secondi.

Esame superfici di rottura.

La ruota (separatasi in decollo e recuperata in pista a Catania) ed il restante componente successivamente disassemblato a Roma Fiumicino venivano posti sotto sequestro dalla competente Autorità giudiziaria. Le preliminari indagini tecniche sono state pertanto eseguite esclusivamente sulla base di rilevamenti macrofotografici (esami visivi). Solo successivamente al dissequestro delle componenti in questione l'ANSV ha potuto disporre e coordinare tutte le ulteriori analisi tecniche.

In particolare, ad un esame visivo macrofrattografico, le due superfici di rottura dell'assale (foto n. 3 e n. 4) mostrano un aspetto piano e privo di deformazioni plastiche, concorde con la natura stessa del materiale costituente, duro e pertanto poco tenace. Inoltre, entrambe le superfici individuano due aree.

- Area A. A colorazione scura ed aspetto semiellittico o a ventaglio, che occupa circa il 5% dell'intera superficie di rottura. Nella sua porzione più esterna si individuano alcune aree la cui colorazione bruna è associabile a fenomeni di corrosione. Tale area è posizionata ad ore 6, cioè nella parte inferiore dell'assale, quella che sopporta le maggiori sollecitazioni a flessione cui il componente è sottoposto per il peso stesso del velivolo, ed individua la fase di propagazione della crinatura che ha portato al cedimento.
- Area B. A colorazione più chiara della precedente e caratterizzata dai segni "a lisca di pesce", tipici delle rotture dinamiche su materiali fragili (particolare in foto n. 5), che occupa il restante 95% della superficie di rottura ed individua la rottura finale prodottasi di schianto.

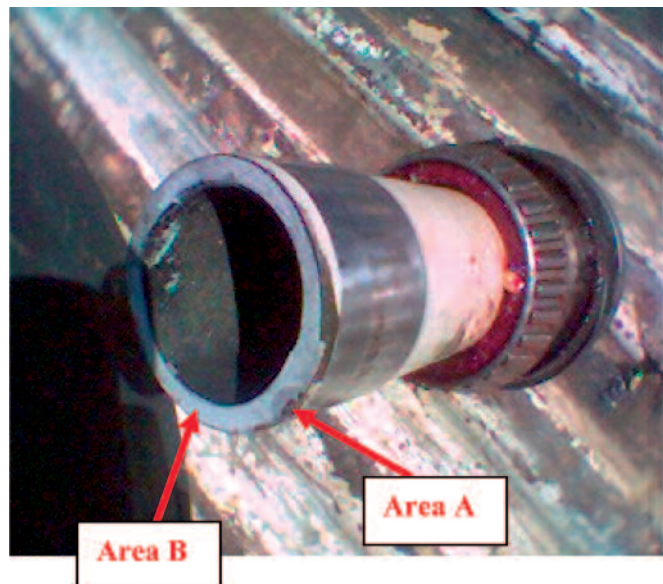


Foto n. 3: superficie di rottura dell'assale collegata al ruotino.

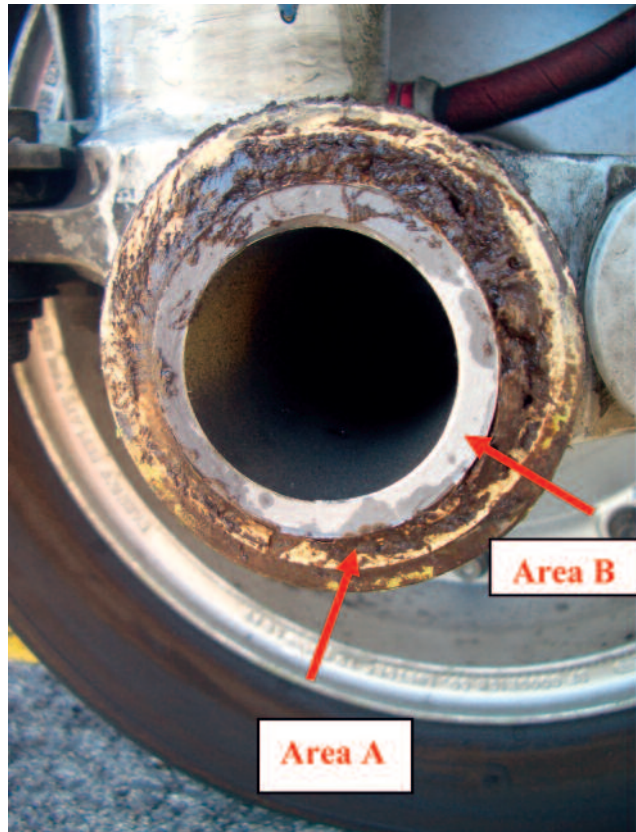


Foto n. 4: superficie di rottura dell'assale collegata all'*inner cylinder*.

Tale evidenza indica che il cedimento dell'assale è avvenuto in due fasi distinte: una prima fase di crescita progressiva della crinatura (aree A in foto n. 3 e n. 4), sviluppatasi nella zona di maggiore sollecitazione meccanica e che ha interessato una ridotta porzione del materiale, ed una assai più estesa (aree B in foto n. 3 e n. 4,) associata alla rottura finale del componente.

L'osservazione della superficie esterna del componente (foto n. 5) evidenzia, in corrispondenza della zona di innesco della rottura e nelle sue immediate vicinanze, la presenza di un esteso ed avanzato fenomeno di corrosione generalizzata con sviluppo di *pitting* (corrosione puntiforme).



Foto n. 5: segni a “liscia di pesce”.



Foto n. 6: corrosione a carico della superficie esterna dell'assale.

Da quanto rilevato già a livello macroscopico si evince il carattere di tensocorrosione del fenomeno osservato, sviluppatosi a partire da punti di corrosione della superficie esterna, in corrispondenza della zona a più alta concentrazione degli sforzi (trave in flessione).

Prove e ricerche effettuate.

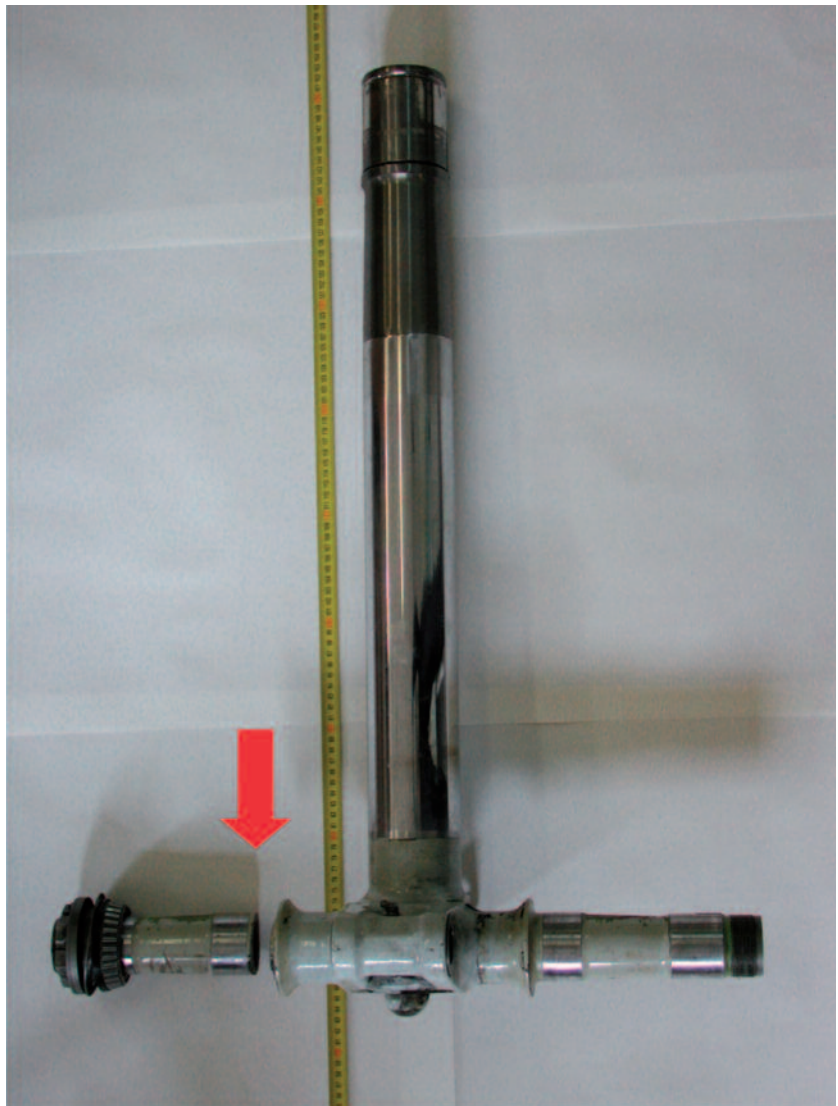


Foto n. 7: assieme *inner cylinder* gamba carrello anteriore.

L'assieme *inner cylinder* della gamba carrello anteriore, contenente l'assale fratturato (P/N 65-46215-16), è stato sottoposto ad indagini microfrattografiche ed accertamenti metallurgici presso i laboratori del Reparto chimico del Centro sperimentale volo dell'Aeronautica militare italiana, sotto la supervisione del personale investigativo dell'ANSV.

In particolare, le indagini sono state rivolte a determinare la natura e la causa della rottura osservata.

La relazione di analisi (in Allegato “A”) conferma come tensocorrosione (Stress Corrosion Cracking, SCC) il meccanismo di rottura progressiva che ha portato al cedimento dell’assale. Tale meccanismo si è innescato a partire da un fenomeno di corrosione generalizzata con sviluppo di *pitting* a carico della superficie esterna del componente.

Per il materiale in esame e nelle condizioni di sollecitazione considerate, l’instaurarsi di una condizione di corrosione puntiforme con profondità di *pit* di circa 160 µm risulta sufficiente a promuovere il meccanismo di rottura per tensocorrosione.

Storia manutentiva.

Al momento dell’incidente l’assale aveva effettuato 26.735 cicli ed aveva quindi da poco superato 1/3 della sua vita operativa (75.000 cicli). In termini manutentivi, per tale componente e l’intero NLG (Nose Landing Gear) è prevista una OI a scadenza decennale. Nel corso della prima ed unica OI effettuata (ottobre-novembre 1998, quando il particolare aveva totalizzato 11.151 cicli), veniva solamente riscontrata una corrosione superficiale interna, la cui rilavorazione (30 µm) risulta assolutamente irrilevante in merito allo sviluppo dei danneggiamenti successivi.

Fra due successive OI si frappongono ogni 4000 cicli ispezioni di tipo “C1”, con frequenza quindi approssimativamente biennale in accordo con l’utilizzo medio dell’operatore. Nel corso di tali ispezioni è previsto un controllo visivo per corrosione della parte, come da Boeing Corrosion Prevention Task Card of NLG N. P32-00-01. L’ultimo controllo di tale tipo, che prevede una ispezione visiva per corrosione della parte, era stato eseguito in data 18 aprile 2006 (data rilascio aeromobile 2 maggio 2006, soli 43 giorni prima della rottura) presso la shop center Aeroplex of Central Europe di Budapest (PART-145 Approved Maintenance Organization – EASA Ref. No: HU.145.0001). Durante tale controllo non era stata rilevata la presenza di corrosione.

Azioni intraprese dall'ANSV

A seguito delle prime evidenze raccolte, l'ANSV, già nella immediatezza dell'evento, indirizzava all'EASA (European Aviation Safety Agency), il 22 giugno 2006, le seguenti due raccomandazioni di sicurezza:

- «Valutare la possibilità di effettuare un *audit* straordinario sulle procedure di lavoro e sul controllo di qualità applicati dalla ditta Aeroplex of Central Europe di Budapest (PART-145 Approved Maintenance Organization – EASA Ref. No: HU.145.0001). (ANSV-12/341-06/1/A/06)»;
- «Valutare la possibilità di disporre - considerata la pericolosità del fenomeno corrosivo, in grado di portare a rottura anche componenti che abbiano una vita molto inferiore ai limiti prefissati - un'ispezione visiva *in situ* sui componenti analoghi (P/N 65-46215-16) che siano stati sottoposti a revisione presso il centro di manutenzione Aeroplex of Central Europe di Budapest nello stesso periodo. Tale ispezione dovrebbe essere particolarmente focalizzata alla individuazione di eventuali fenomeni di corrosione in atto nella posizione ad ore 6. (ANSV-13/341-06/2/A/06)».

L'EASA, in data 14 dicembre 2006, comunicava all'ANSV di aver dato un riscontro positivo alla raccomandazione di sicurezza ANSV-12/341-06/1/A/06, interessando la competente autorità ungherese dell'aviazione civile.

L'EASA, in data 6 giugno 2007, comunicava all'ANSV di aver parzialmente accolto la raccomandazione di sicurezza ANSV-13/341-06/2/A/06 tramite l'emanazione di una Safety Information Notice.

Nel proseguo dell'inchiesta, l'ANSV - alla luce degli ulteriori elementi raccolti, appurato che il suddetto centro di manutenzione aveva operato secondo la citata Task Card of NLG N. P32-00-01, che non esplicita la rimozione dello *spacer* nel corso delle opera-

zioni previste - indirizzava alla FAA (Federal Aviation Administration) statunitense, in data 28 settembre 2006, la seguente raccomandazione di sicurezza:

«Considerare di rivedere l'attuale Corrosion Prevention Task Card P32-00-01 per l'aeromobile Boeing 737-400, esplicitamente citando la rimozione dello spacer ed il controllo visivo dell'area sottostante, ponendo particolare attenzione alla posizione ad ore 6. La modifica dovrebbe inoltre chiarire i seguenti punti:

- nel caso di rilevamento di corrosione in quella specifica area, si dovrebbe introdurre un addizionale controllo con tecniche NDT per crinature (ad esempio, Magnetic Particle Inspection, MPI);
- in assenza di crinature, procedere al ripristino della finitura superficiale come da manuale. (ANSV-17/341-06/1/A/06)».

La FAA, in data 5 novembre 2007, comunicava all'ANSV di aver accolto la citata raccomandazione di sicurezza ANSV-17/341-06/1/A/06, a seguito della quale la Boeing aveva messo a punto un piano di aggiornamento della documentazione di manutenzione applicabile ai velivoli B737, finalizzata a migliorare e rendere più efficaci le ispezioni del «nose gear axle in the area of the spacer».

Azioni intraprese dall'operatore del velivolo.

A seguito delle risultanze delle preliminari analisi e delle raccomandazioni di sicurezza emesse dall'ANSV, l'operatore dell'EI-COI istituiva una procedura ispettiva interna, che portava, in sede di controlli di tipo "4A", all'effettuazione di una campagna di verifica dello stato degli altri aeromobili della flotta. L'esito di tali controlli individuava in 2 casi sui 18 esaminati, rispettivamente in data 27 luglio 2006 e 8 agosto 2006, fenomeni corrosivi di tipo generalizzato in atto, nella zona di interesse, a carico di assali con numero di CSN (Cycles Since New) accumulati (rispettivamente 15.783 e 25.679) molto inferiore al limite di utilizzo di 75.000. A scopo cautelativo entrambi gli assali venivano rimossi e sostituiti

ed inviati, su indicazione del costruttore, ad apposita rilavorazione presso uno *shop center*.

Analisi

Aspetti tecnici.

Sia la documentazione tecnico-amministrativa sia quella relativa agli aspetti manutentivi sono state riscontrate in regola. Tuttavia, data la natura progressiva del meccanismo di rottura osservato, la crinatura che ha portato al cedimento strutturale dell'assale era certamente già presente sul componente al momento dell'ultima ispezione per corrosione (tipo "C1") del componente stesso, effettuata 43 giorni prima dell'incidente.

Nell'esaminare le ragioni per le quali il centro di manutenzione presso cui il controllo era stato effettuato non abbia notato l'esistenza della criticità in questione, è emerso che la procedura manutentiva in essere non prevedeva la rimozione dello *spacer* durante l'ispezione. Tale limitazione rendeva di fatto vano il controllo per corrosione proprio nella zona maggiormente sollecitata meccanicamente e pertanto più prona a fenomeni di tensocorrosione. Da segnalare che la rimozione dello *spacer*, praticabile rapidamente sfilando le 3 relative coppie di blocco, è un'operazione invece contemplata nella più frequente operazione di cambio ruota.

Aspetti operativi.

I piloti e gli assistenti di volo erano tutti correttamente qualificati per effettuare il volo in oggetto. Al momento del distacco della ruota gli assistenti di volo che erano già seduti ai loro posti per l'imminente manovra di decollo ed i piloti che si accingevano a decollare sentivano un piccolo colpo e un leggero sobbalzo, ma nessuno lo associava alla vera causa, interpretandolo come una asperità della pista.

Dall'analisi dei tempi registrati sul DFDR si evince che dall'inizio della inversione al suolo fino al momento in cui è iniziata l'accelerazione per il decollo sono passati 36 secondi. In questo intervallo temporale si sono susseguiti i seguenti eventi: si è separata la ruota; l'equipaggio ha avvertito un piccolo sobbalzo; la ruota è stata avvistata dal passeggero; il passeggero seduto sull'ultima fila vicino al finestrino ha cercato di attirare l'attenzione del personale di cabina; il passeggero seduto lato corridoio, vicino al predetto passeggero, ha comunicato la notizia all'assistente di volo 3R; l'assistente di volo 3R, non avendo nella sua postazione un telefono interno, passava la notizia al collega accanto 3L chiedendogli di «chiamare d'avanti», sollecitando con ciò una chiamata in cabina di pilotaggio; l'assistente di volo 3L contattava il suo responsabile 1L e gli spiegava l'accaduto; l'assistente di volo responsabile 1L, ricevuta l'informazione, riteneva non opportuno avvisare immediatamente il comandante essendo già iniziata la corsa di decollo, rinviando ad un momento successivo la comunicazione della suddetta informazione.

Conseguentemente, la segnalazione fatta dal passeggero non è stata portata tempestivamente a conoscenza del comandante.

Il piccolo sobbalzo avvertito da tutti i membri dell'equipaggio durante l'inversione al suolo e scambiato per una asperità della pista di volo non ha generato dubbi sulla possibilità che questo fosse stato causato dal distacco di una ruota. Lo svolgimento regolare della corsa di decollo e la mancanza di avvisi di avarie di qualunque genere facevano decidere all'equipaggio il proseguimento del volo verso la destinazione finale. Questa decisione, scaturita dall'evidente mancanza di necessità di atterrare in tempi brevi, consentiva all'equipaggio di affrontare l'emergenza senza fretta, verificando tutte le procedure di emergenza da porre in atto, di consumare il carburante per effettuare l'atterraggio a basso

peso e soprattutto di preparare i passeggeri in previsione di un possibile *crash-landing*. Gli assistenti di volo effettuavano una dimostrazione specifica sulla posizione “brace position” e identificavano un certo numero di PSP che venivano adeguatamente informati su alcune compiti loro demandati. Dalle testimonianze raccolte risulta che i passeggeri abbiano collaborato con tranquillità e senza creare difficoltà.

Causa identificata o probabile

L'incidente è stata causato dalla rottura dell'assale della gamba carrello anteriore, facente parte del complessivo *inner cylinder* P/N 65-46215-4, prodottasi in corrispondenza della zona di innesto del ruotino sinistro, secondo un meccanismo di tensocorrosione. Tale fenomenologia di rottura si è sviluppata a partire da un fenomeno di corrosione generalizzata con sviluppo di *pitting* occorso sulla superficie esterna dell'assale, nella zona a maggiore concentrazione delle sollecitazioni meccaniche cui la parte è soggetta. Tanto la crinatura di tensocorrosione che ha portato alla rottura quanto il fenomeno di corrosione generalizzata che l'ha innescata non sono stati tempestivamente rilevati nel corso delle operazioni manutentive (pur regolarmente effettuate sul componente), poiché il danneggiamento si è sviluppato in una zona non efficacemente controllata con le procedure di manutenzione al tempo in essere. All'evento ha quindi contribuito la criticità presente nella Corrosion Prevention Task Card of NLG N. P32-00-01, che non richiedeva la rimozione dello *spacer* per una osservazione della superficie dell'assale proprio nella zona che sopporta il maggiore carico flessionale.

Raccomandazioni di sicurezza

Il positivo riscontro dato alle raccomandazioni di sicurezza emanate dall'ANSV in corso di inchiesta, che ha portato ad una revisione delle procedure di manutenzione dei B737 limitatamente alla parte interessata dall'evento, fa ritenere che non sia necessario emanare ulteriori raccomandazioni di sicurezza.

ALLEGATO A:

relazione tecnica Reparto chimico Centro sperimentale volo dell'Aeronautica militare.

Relazione n° 07/072

**Oggetto: Aeromobile B737-400 Marche EI-COI.
Rottura assale ruota NLG (P/N 65-46215-16)**

1. Premessa

In seguito all'incidente occorso nelle fasi di decollo in data 15 giugno 2006 presso l'aeroporto di Catania Fontanarossa, l'Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo ha inviato al Reparto scrivente l'*inner cylinder* PN65-46215-4 (tratteggiato in figura 1) contenente l'assale in oggetto (freccia in figura 1), per l'effettuazione delle indagini necessarie ad identificare la natura e le cause della rottura del particolare.



Figura 1– Rottura assale, come rilevata su campo

Secondo la storia manutentiva acquisita¹, il componente, che al momento dell'incidente aveva totalizzato 26.735 *Cycles Since New* (CSN) corrispondenti a circa 1/3 della sua vita di progetto (75.000 cicli), era stato sottoposto ad *Overhaul Inspection* (OH) nel novembre 1998, a 11.151 CSN.

Più recentemente, in data 2 maggio 2006, sul particolare erano stati eseguiti gli esami visivi per corrosione previsti dall'ispezione 1C², condotta ogni 4000 cicli e pertanto a cadenza approssimativamente biennale in accordo all'utilizzo del mezzo comunicato dall'operatore. In tale circostanza, non era stata riportata la presenza di fenomeni corrosivi in atto³.

¹ ANSV Safety Recommendations 1509/INV/341/6/06 del 22/06/2006.

² Boeing 737-300/400 Maintenance Program, Item P32-00-01-A, del Febbraio 2006.

³ Certificate of Release to Service emesso dalla Aeroplex of Central Europe in data 2 maggio 2006.

2. Esami Macrofrattografici

Il particolare in oggetto, P/N 65-46215-16 è pervenuto rotto in corrispondenza della zona di innesto del ruotino sinistro (figure 2 e 3).

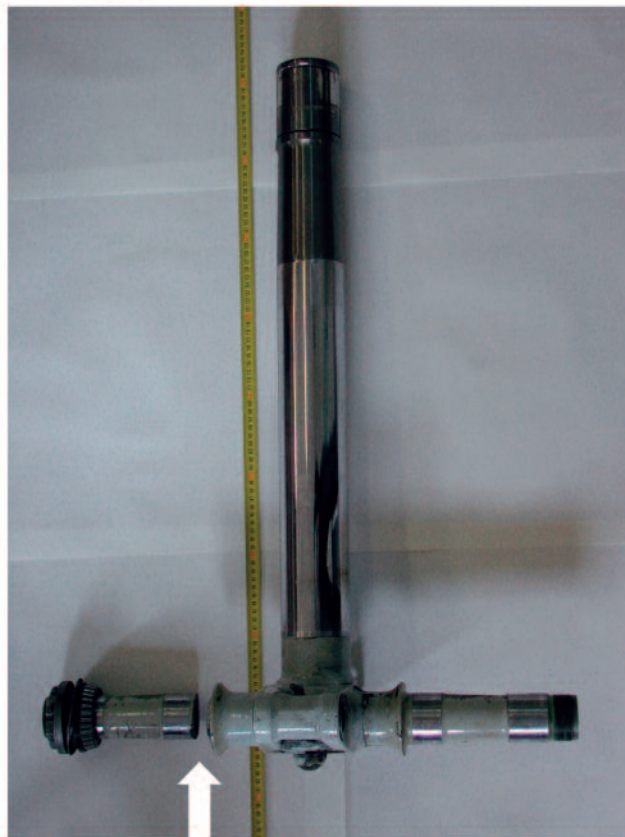


Figura 2– assieme *inner cylinder* gamba carrello anteriore, come pervenuta



Figura 3– particolare zona rottura assale

Le superfici di rottura generate mostrano un aspetto piano e pressoché privo di deformazioni plastiche, caratterizzato dalla presenza di due distinte aree A e B (figura 4).

Ad eccezione della porzione di corona circolare esterna in corrispondenza dell'area A, su tutto il resto della superficie di rottura il bordo interno e quello esterno risultano inclinati a 45° per uno spessore di circa 0.5 mm, (tratteggio verde in figura 4).

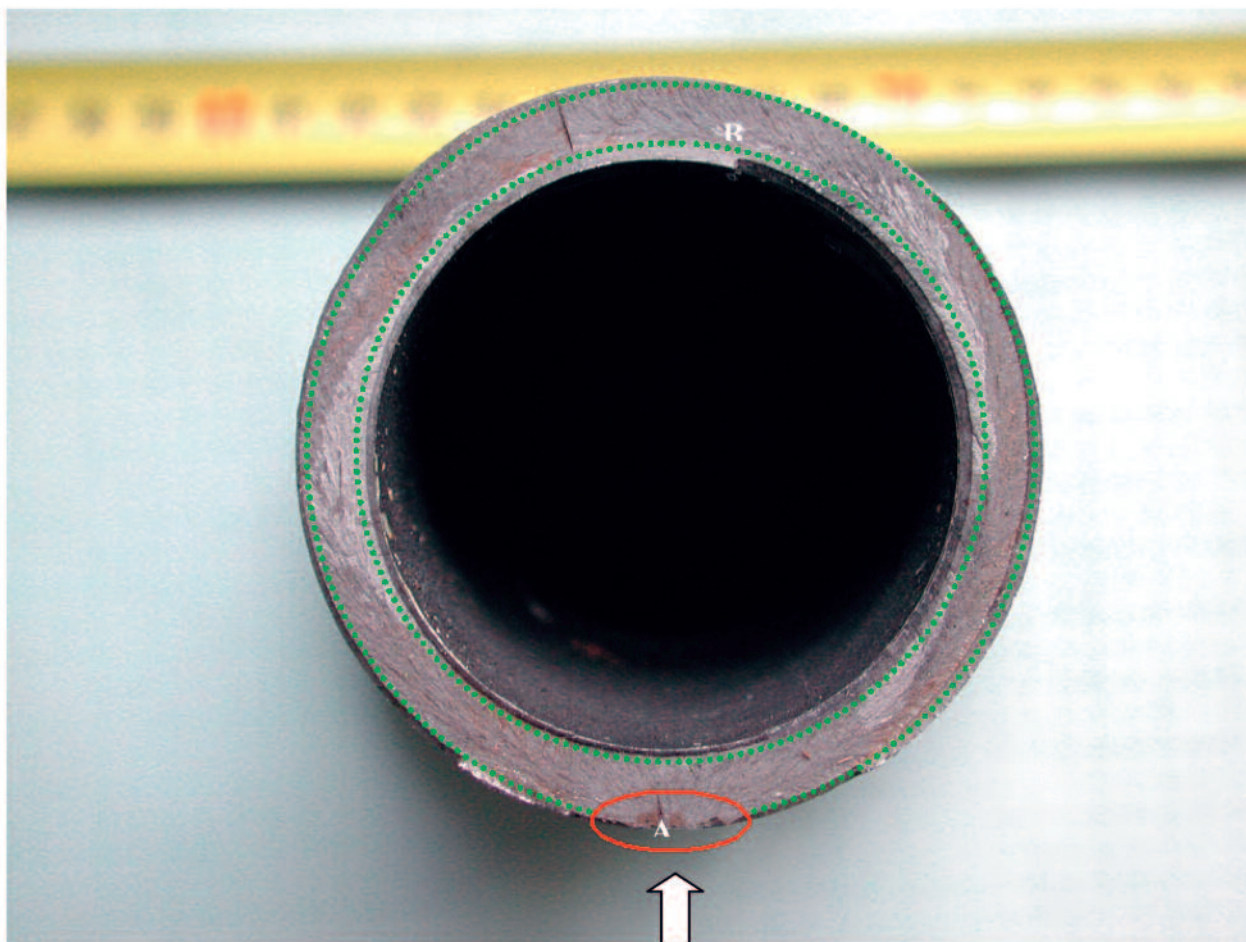


Figura 4 – superficie di rottura assale ruota anteriore sx

2.1 Area A

Tale area occupa meno del 5% dell'intera superficie di rottura ed individua la fase di propagazione della crinatura che ha portato al cedimento.

Localizzata ad ore 6 rispetto alla posizione di installazione dell'assale (freccia in figura 2), presenta una geometria semiellittica o a ventaglio ed è caratterizzata da un settore a colorazione brunastra nella sua porzione più esterna (freccia in figura 4).

In corrispondenza dell'area A sono inoltre presenti degli schiacciamenti di materiale riconducibili a fasi immediatamente successive al verificarsi dell'inconveniente (figura 5).

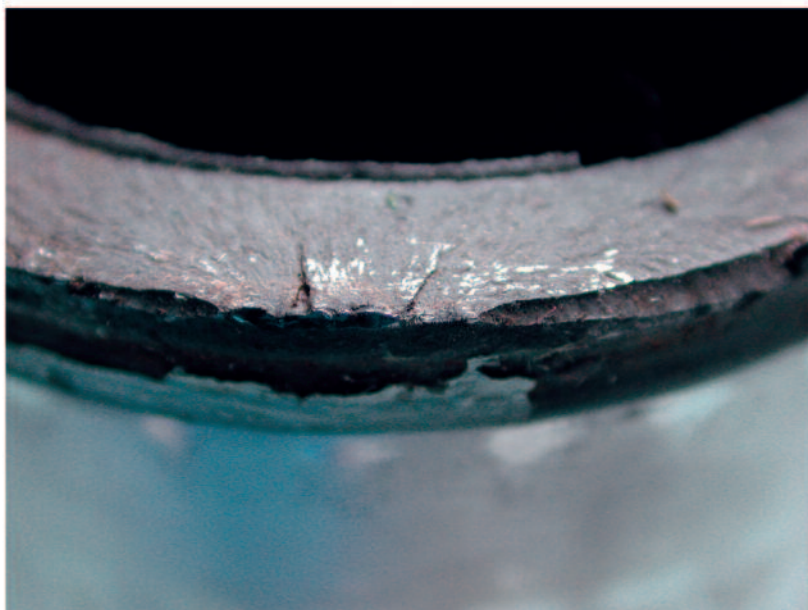


Figura 5– schiacciamenti zona innesco

2.2 Area B

A colorazione più chiara della precedente, occupa il restante 95% della superficie di rottura. Caratterizzata da *chevron marks* tipici delle rotture istantanee su materiali fragili (figura 6), individua la fase di rottura finale prodottasi di schianto.



Figura 6 – particolare superficie di rottura, area B. Presenza di *chevron marks*

La superficie esterna del particolare lato ruota, nella zona corrispondente all'innesco della rottura presenta un esteso ed avanzato fenomeno di corrosione generalizzato con sviluppo di pitting (figura 7).



**Figura 7– corrosione generalizzata della superficie esterna
in corrispondenza della zona d'innescio**

Più in generale, anche in zone lontane dalla frattura, l'assale evidenzia numerosi danneggiamenti del ciclo di verniciatura originariamente applicato (figura 8 e segni di precedenti interventi di grossolane riverniciature (freccia in figura 8).

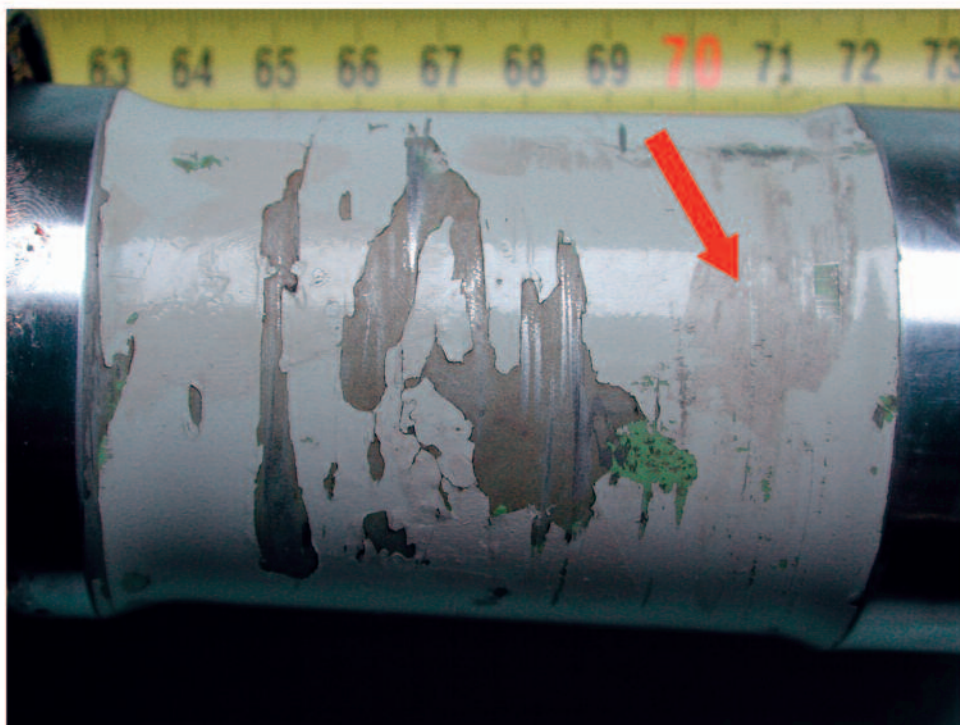


Figura 8– superficie esterna assale, danneggiamenti del ciclo di pittura

3. Esami microfrattografici

La superficie di rottura è stata osservata mediante microscopia elettronica ad effetto di campo (FESEM).

3.1 Area A

La porzione a carattere progressivo, delimitata dal tratteggio rosso in figura 9, presenta al suo interno tre diverse lunette a colorazione scura, associabili a differenti punti di innesco della crinatura.

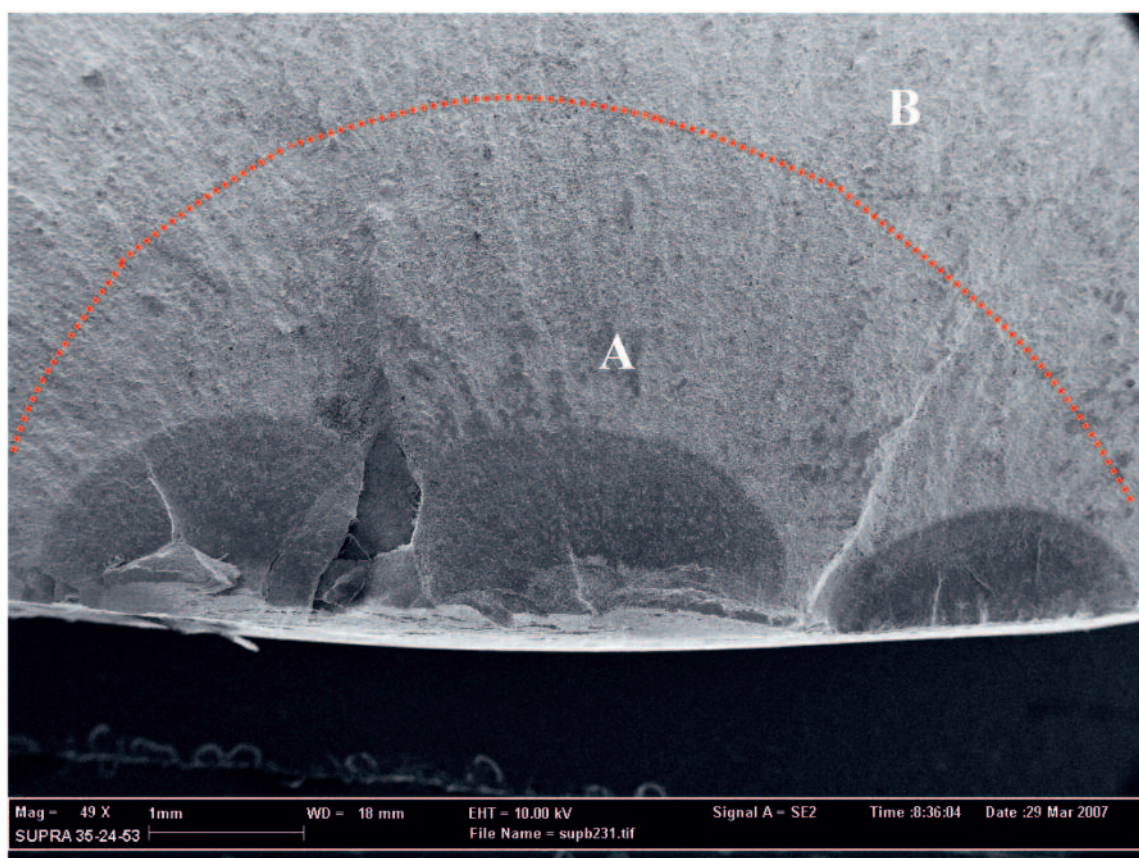


Figura 9– Porzione della superficie di rottura contenente la zona progressiva

La profondità delle 3 lunette risulta compresa fra 0.74 mm (lunetta destra) ed 1.23 mm (lunetta centrale, figura 10).

Dal punto di vista morfologico, tali lunette mostrano tutte, nella zona interna, un andamento della rottura di tipo intergranulare a grani corrosi (figura 11, dettaglio di Figura 10 nel punto indicato dalla freccia rossa).

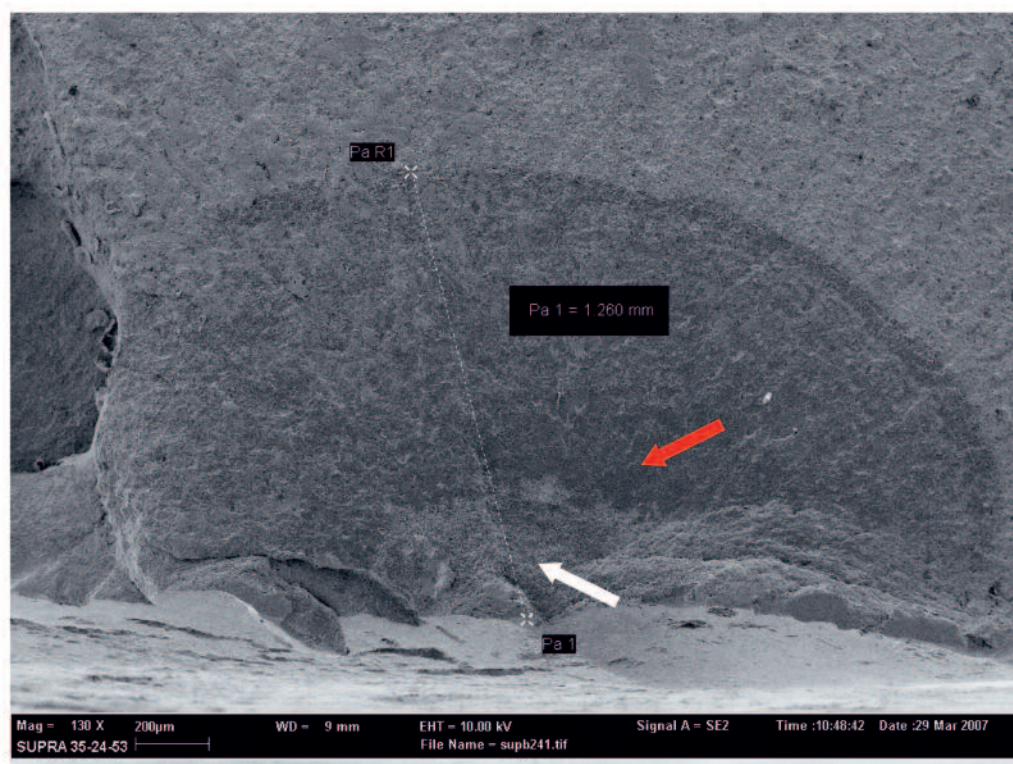


Figura 10 – Lunetta centrale

Queste caratteristiche morfologiche assumono sempre maggiore rilevanza avvicinandosi alle zone di innesco (figura 12, dettaglio di figura 10 nel punto indicato dalla freccia bianca).

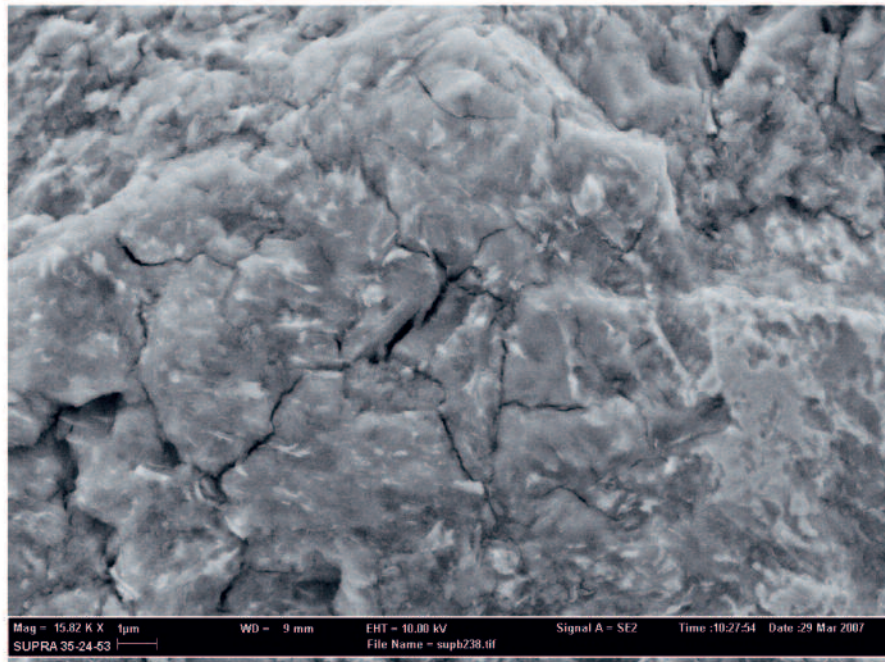


Figura 11 – Lunetta centrale, rottura intergranulare e grani corrosi

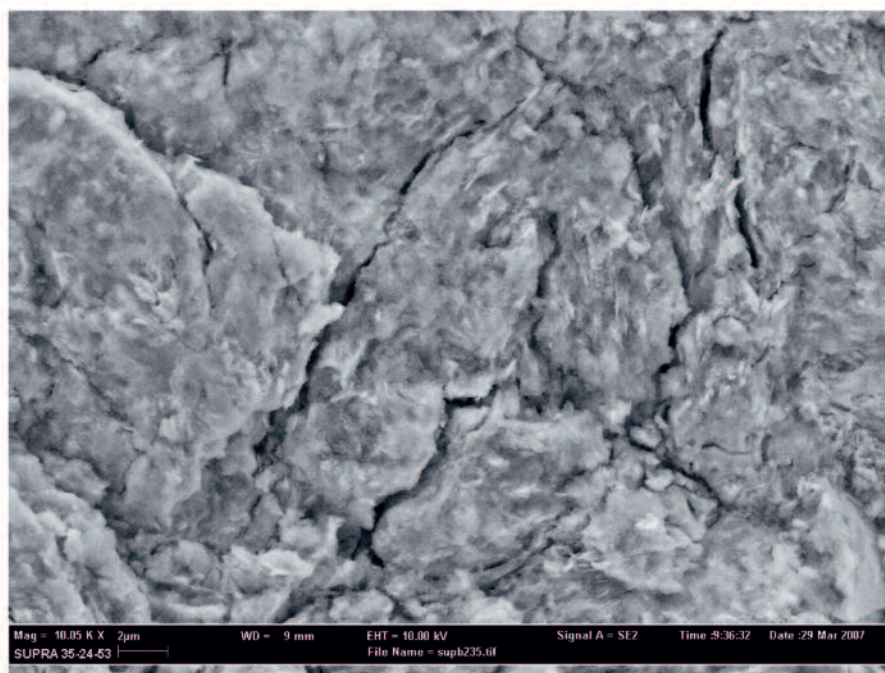


Figura 12 – Lunetta centrale, in prossimità dell'innescio

Specificamente gli inneschi sono costituiti da punti di corrosione sviluppatisi sulla superficie esterna (figura 13), sulla quale si riscontra un esteso fenomeno di corrosione generalizzata e da cui si dipartono attacchi a carattere intergranulare (figura 14)

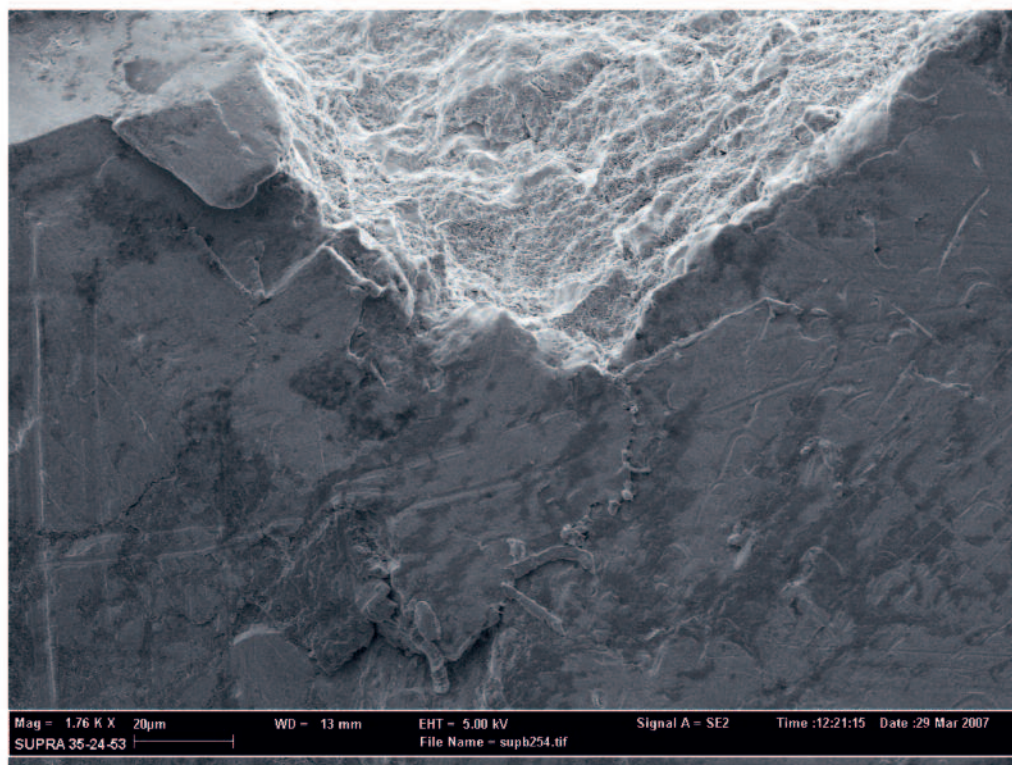


Figura 13 – punto di innescio lunetta centrale

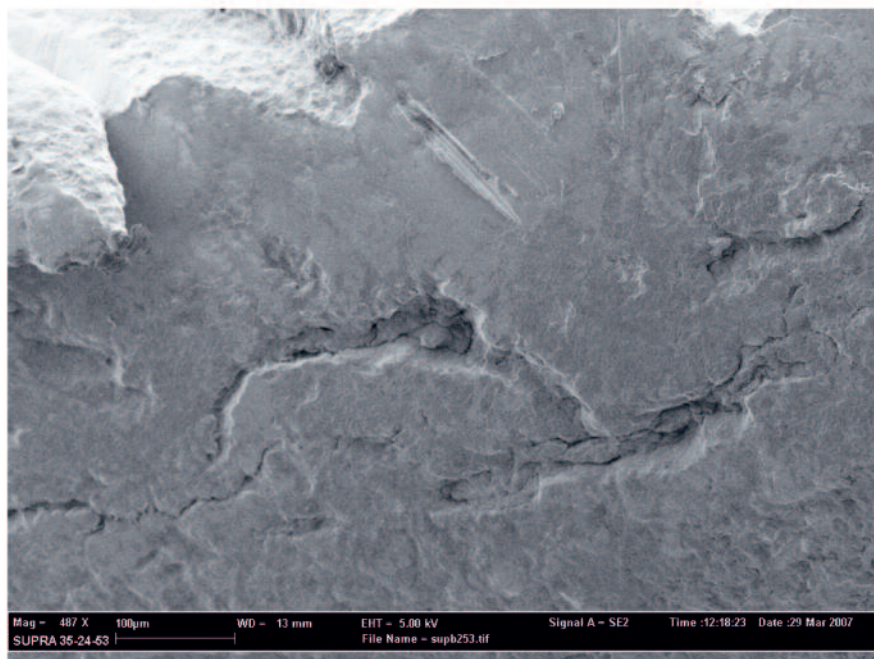


Figura 14 – fenomeni di corrosione a carico della superficie esterna

Diversamente, allontanandosi dall'innesco la morfologia delle lunette si modifica, presentando, sia pure corrose, le striature tipiche di un fenomeno di propagazione a fatica (figura 15). Questo aspetto riguarda circa il 20% finale delle singole lunette (figura 16).

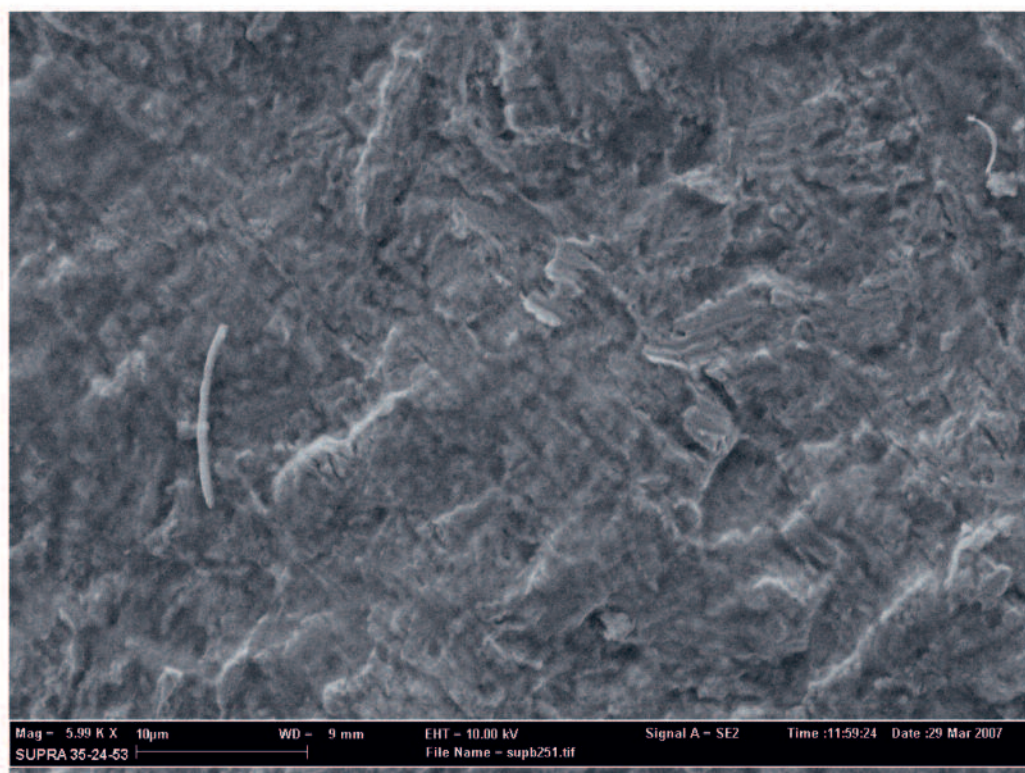


Figura 15 – striature corrose di fatica nella zona più esterna della lunetta destra

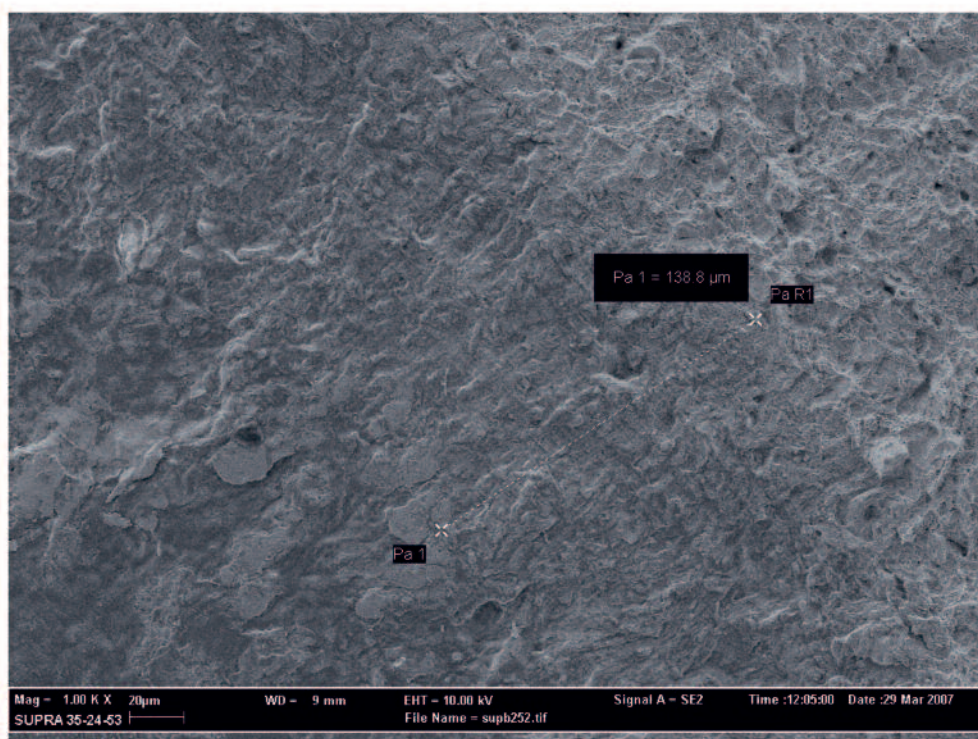


Figura 16– estensione della zona di fatica sulla lunetta destra

3.2 Area B

La superficie di rottura mostra qui i caratteri morfologici a microbuche, tipici delle rotture di sovraccarico (figura 17).

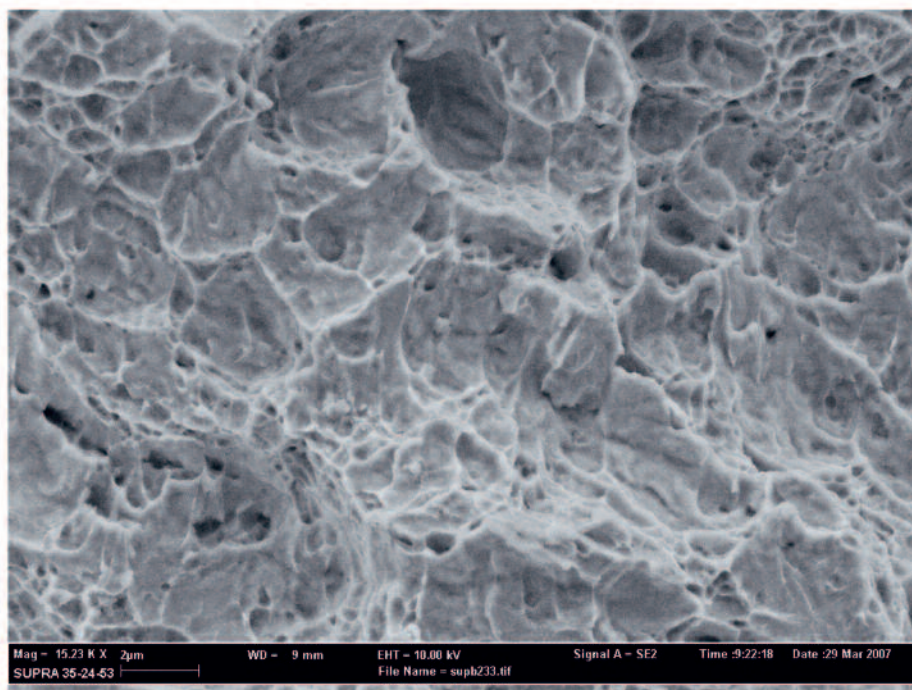


Figura 17 – morfologia a *dimples* della zona di rottura per sovraccarico

La stessa inclinazione a 45° dei bordi, osservata su tutta la corona circolare che definisce la sezione dell'assale ad eccezione della zona di innesco (frecche in figura 18), è indicativa di una rottura avvenuta per sovraccarico.

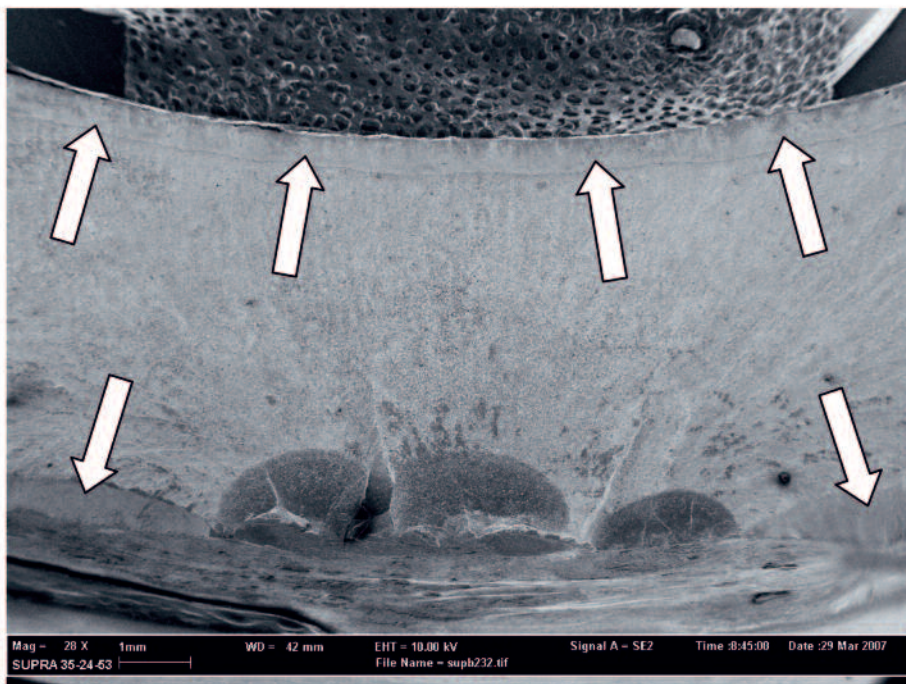


Figura 18 – Particolare della superficie di rottura

4. Esami chimico-fisici

4.1 Analisi chimica

L'analisi quantitativa elementare è stata eseguita mediante spettroscopia al plasma e, limitatamente al contenuto di carbonio e zolfo con apparato LECO CS-244. Nella tabella a seguire sono riportati i risultati dell'analisi.

	Elementi								
	Fe	C	Ni	Cr	Mo	Si	Mn	V	S
% in peso	base	0.43	1.63	0.84	0.45	1.36	0.79	0.10	0.01

La composizione ottenuta corrisponde a quella di un acciaio ad ultra alta resistenza del tipo ASTM 300M.

4.2 Misure di durezza

Le misure di durezza sono state effettuate secondo il metodo microVickers, con un carico applicato di 200 g, su una sezione longitudinale dell'assale contenente la rottura e prelevata in prossimità dell'innesco.

Le 13 misurazioni effettuate fra il cuore, la zona prossima alla superficie esterna e la superficie di rottura, hanno fornito valori costanti, tutti compresi nell'intervallo 594 ± 4 HV. Tale valore è regolare per questo tipo di materiale nella condizione di trattamento termico di martensite rinvenuta a circa 200 °C per 2h, corrispondente ad un carico di rottura (UTS) pari a 1860-1910 MPa.

4.3 Esame microstrutturale

L'esame metallografico è stato effettuato su una sezione longitudinale del componente in oggetto, prelevata ortogonalmente alla superficie di rottura in corrispondenza della zona di innesco.

La cromatura, posta a circa 4.8 mm dalla superficie di rottura (figura 19), presenta uno spessore di circa 110 μm ed un aspetto compatto ed aderente al substrato (figura 20).

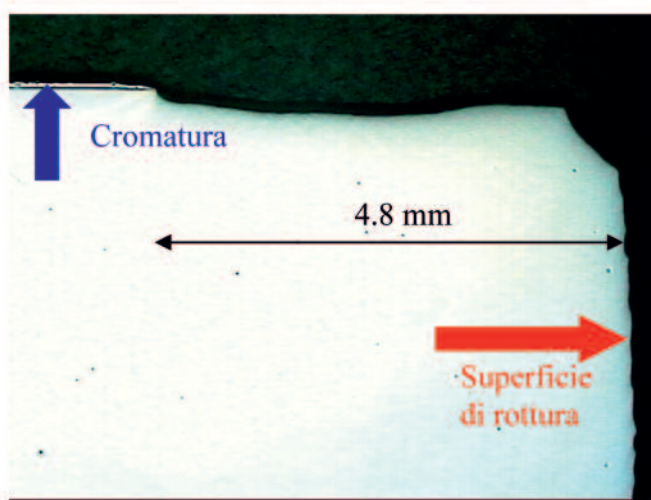


Figura 19 – Campione metallografico (x13)



Figura 20 – Cromatura (x250)

La micrografia al cuore (figura 21) evidenzia una regolare struttura di martensite parzialmente rinvenuta all'interno di una originaria matrice austenitica.



Figura 21 – Microstruttura al cuore (x500)

In prossimità della zona di innesco non si evidenziano significative modificazioni strutturali (figura 22).



Figura 22 – Microstruttura in corrispondenza della superficie di rottura, in prossimità della zona di innesco (x500)

Effettuando un'ablazione controllata del materiale fino a raggiungere la zona di innesco, si evidenzia la presenza di pit di corrosione (profondità rilevata $\approx 80 \mu\text{m}$); sul fondo di tali pit si rileva un incipiente meccanismo di ramificazione (figura 23).

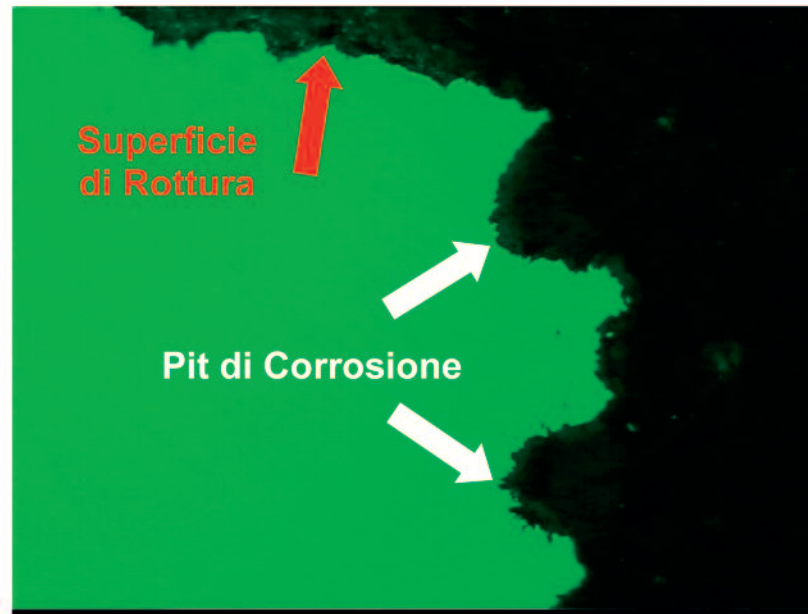
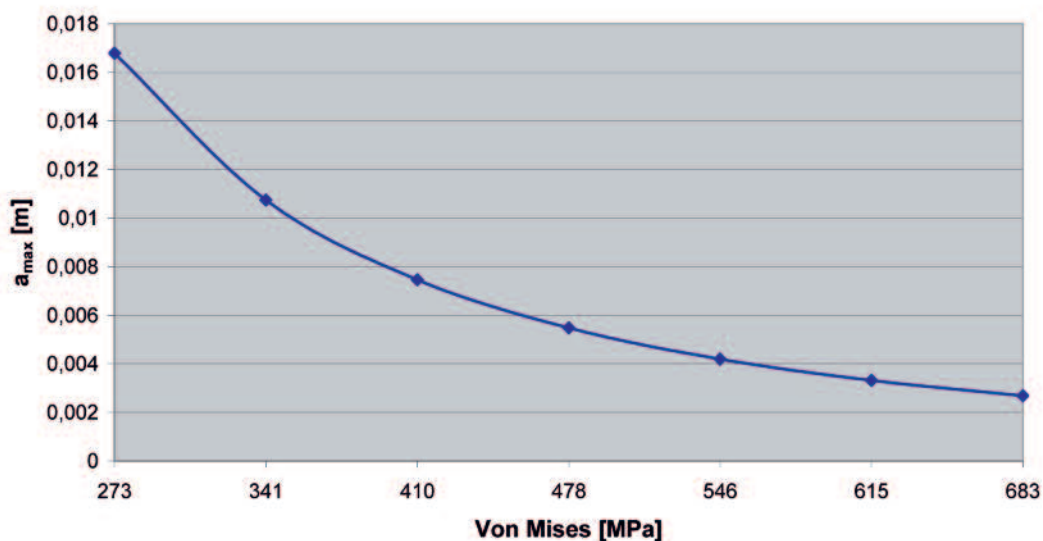


Figura 23 – Sezione in corrispondenza della zona di innesco lunetta destra (x400)

5. Analisi strutturale

Considerato il K_{Ic} del materiale⁴, pari a circa $50\text{MPa} \cdot \sqrt{m}$, nonché le dimensioni (profondità massima: $\approx 4\text{ mm}$) e la geometria semiellittica della crinatura (fattore di forma pari a 0.797^5) che ha portato alla rottura di schianto, si determina numericamente che lo stress che ha agito sul componente deve essere stato dell'ordine dei 550 MPa (figura 24).

Profondità massima ammissibile crinatura per rottura di sovraccarico
($K_{Ic}=50\text{MPa} \cdot m^{0.5}$)



⁴ Aerospace Structural Metals Handbook, Code 1217 pag. 24, Pubblicato da CINDAS/USAF CRDA Handbooks Operation, Purdue Univ., 1997.

⁵ ASM Handbook Vol. 19, Fatigue and Fracture, pag. 990.

Figura 24 – Stress a rottura nella zona di innesco in funzione della profondità massima di cricca

Per le successive analisi numeriche la metà sinistra dell'assale è stata assimilata ad una trave cilindrica cava, incastrata in corrispondenza dell'*inner cylinder* e caricata con una forza verticale F agente sull'asse del ruotino (figura 25).

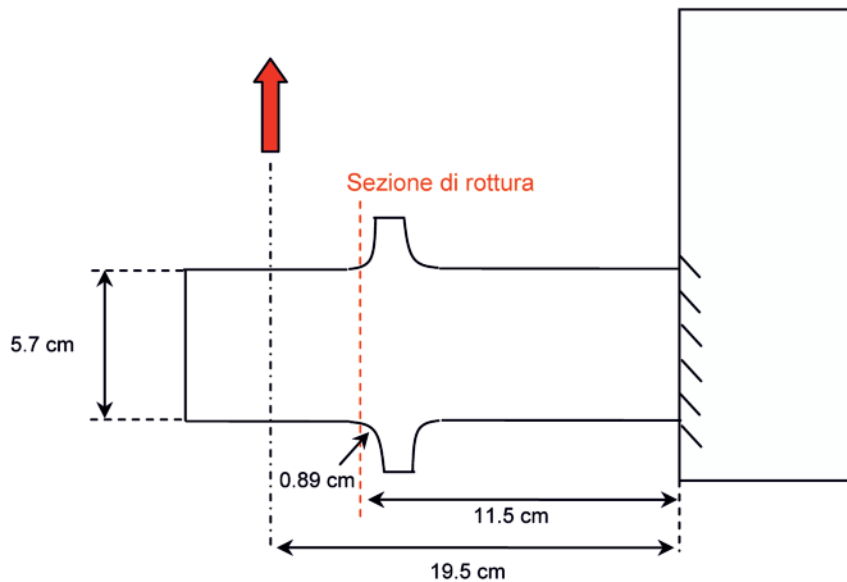


Figura 25 – Schematizzazione strutturale dell'assale

L'entità di tale forza è stata calcolata a partire dal MTOW (*Maximum Take Off Weight*), pari per questo aeromobile a 62000 kg, in funzione dell'aliquota agente sul NLG. Tale aliquota, dipendente dalla posizione del baricentro, risulta variabile nel range $8\pm 19\%$ ⁶.

In presenza del raggio di curvatura di 0.89 cm a valle del quale si sono misurati gli stress di Von Mises agenti in campo lineare elastico, si è calcolato un fattore di concentrazione K_t pari ad 1.53⁷. Sotto tali condizioni, il carico risulta variare linearmente secondo quanto illustrato in Figura 26.

⁶ S.T. Chai, W.H. Mason AIAA 96-4038, *Landing Gear Integration in Aircraft Conceptual Design*, 6th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Sept. 1996, Bellevue (VA) – US.

⁷ R.E. Peterson, *Stress Concentration Factors*, John Wiley & Sons, 1974.

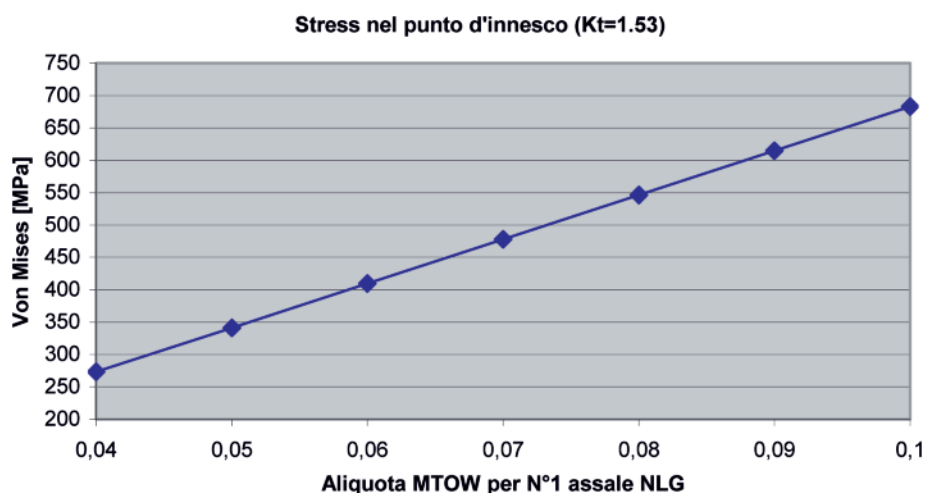


Figura 26 – Stress agente nel punto di innesco in funzione del MTOW agente su NLG

Lo stress di circa 550 MPa risulta secondo questi calcoli verificato in una verosimile condizione di distribuzione dei carichi che veda gravare sul carrello anteriore intorno al 15% del MTOW.

Specificamente per quanto attiene all'innesco del fenomeno di tensocorrosione, considerato un K_{ISCC}^8 di $12.2MPa \cdot \sqrt{m}$, la relazione che intercorre fra stress e profondità minima del difetto è illustrata in figura 27. Laddove, come nel caso in esame, l'innesco sia ipoteticamente costituito da un pit, non essendo possibile a priori definirne con certezza le caratteristiche geometriche, la citata relazione è stata parametrizzata in funzione del fattore di forma considerato.

Assumendo 1 come valore standard del fattore di forma, dalla relativa curva si rileva che in corrispondenza del valore di stress considerato (550 MPa), il difetto in grado di innescare la tensocorrosione sul componente in parola risulta pari a circa 160 μm , in buon accordo con le osservazioni morfologiche effettuate.

⁸ Aerospace Structural Metals Handbook, Code 1217 pagg. 8-10, Pubblicato da CINDAS/USAF CRDA Handbooks Operation, Purdue Univ., 1997.

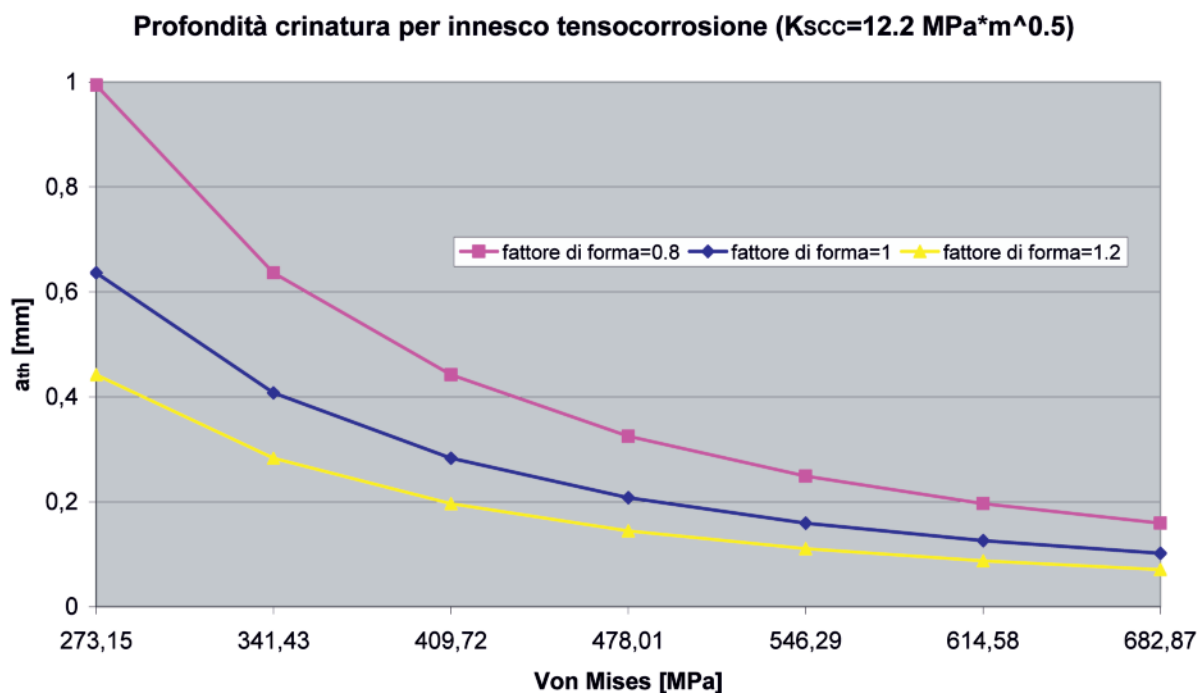


Figura 27 – Curve stress-dimensione difetto minimo per l’innesco della tensocorrosione

6. Considerazioni

Le indagini condotte hanno consentito di verificare che la rottura dell’assale si è prodotta a seguito di un meccanismo di tensocorrosione, poi trasformatosi in corrosione-fatica, sviluppatosi a partire dalla posizione ad ore 6, quella cioè dove maggiormente agisce il carico a trazione causato dall’azione flettente della porzione di peso del velivolo agente sul carrello anteriore.

Tale evento, in linea di principio, potrebbe dipendere o da un fattore endemico di tipo progettuale o da una circostanza specifica che abbia reso questo specifico componente sensibile al citato fenomeno.

Le analisi chimiche e metallografiche qui effettuate escludono però questa seconda ipotesi, avendo verificato che il materiale impiegato è rispondente o addirittura migliorativo (ASTM 300M, anziché AISI 4340) rispetto alla specifica tecnica di riferimento ed avendo accertato che non sono subentrati elementi di modifica microstrutturale locale legati a rilavorazioni del componente. Tali indagini hanno altresì escluso condizioni di fragilimento da idrogeno eventualmente ipotizzabili in associazione al processo di cromatura eseguito.

Piuttosto, le analisi numeriche hanno confermato che sotto determinate circostanze il materiale impiegato, pur rispondente per caratteristiche strutturali ai carichi agenti, soffre del citato meccanismo di rottura progressiva, evidenziando una debolezza intrinseca nei confronti di questo fenomeno.

In particolare, lo sviluppo non diagnosticato di un attacco corrosivo nella zona a maggiore sollecitazione meccanica, pur con caratteristiche apparentemente non particolarmente aggressive quali quelle di una corrosione generalizzata, può innescare, su questo materiale e

specificamente nella zona maggiore sollecitata, il fenomeno della tensocorrosione laddove una qualche disomogeneità nell'attacco produca un pit profondo almeno 160 μm .

7. Conclusioni

La rottura dell'assale è stata causata dall'insorgenza di un fenomeno tensocorrosivo innescato da un preliminare attacco di corrosione generalizzata a carico della zona maggiormente sollecitata meccanicamente.

Il componente è risultato esente da difettosità che ne abbiano potuto ridurre la resistenza nel corso dell'esercizio o delle revisioni generali ma costituito di materiale intrinsecamente suscettibile a tale tipologia di danneggiamento.

Sulla base di tali elementi, si ritiene opportuno raccomandare una verifica della efficacia delle prescrizioni manutentive ed ispettive adottate, finalizzate rispettivamente alla prevenzione ed al controllo di un fenomeno corrosivo nell'area considerata.