

INCIDENTE aeromobile Boeing B737-800, marche EI-CSN

Tipo di aeromobile e marche	Boeing B737-800, marche EI-CSN.
Data e ora	25 giugno 2007, ore 15.46 UTC (17.46 ora locale).
Località dell'evento	Aeroporto di Treviso S. Angelo (LIPH).
Descrizione dell'evento	<p>Il giorno 25 giugno 2007, l'aeromobile B737-800 marche EI-CSN, operante il volo FR9513, decollava da Gerona in Spagna (LEGE) alle ore 16.38 UTC con destinazione Treviso S. Angelo (LIPH), con a bordo 174 passeggeri e 6 membri di equipaggio. Il volo si è svolto regolarmente; ai comandi c'era il primo ufficiale (<i>pilot flying</i>) e l'aeromobile era stato autorizzato dal controllo del traffico aereo ad un avvicinamento ILS per la pista 07. Le condizioni meteorologiche erano: visibilità superiore ai 10 km e vento debole dai settori occidentali (2 nodi da 270°) e non erano presenti elementi di criticità.</p> <p>L'aeromobile atterrava in condizioni di massa pari a 63.400 kg e ad una velocità di 138 nodi.</p> <p>Pochi secondi dopo aver toccato la pista, al contatto con la stessa con il carrello anteriore e ad una velocità di poco superiore ai 100 nodi, l'equipaggio rilevava un forte rumore (“<i>a big noise bang</i>”) ed un corrispondente leggero rollio a sinistra dell'aeromobile, rapidamente compensato da parte del pilota ai comandi. Le successive operazioni di rullaggio procedevano regolarmente fino alla zona assegnata per il parcheggio. A quel punto veniva rilevata la rottura dell'assale della gamba carrello anteriore, con conseguente perdita del ruotino sinistro (foto in Allegato “A”).</p> <p>Il ruotino veniva rinvenuto due giorni dopo all'interno del sedime aeroportuale di Treviso S. Angelo, tra l'erba, tra i raccordi R1 ed R2, in posizione limitrofa al piazzale Nord e della pista di volo (Allegato “B”).</p>

Esercente dell'aeromobile	Ryanair.
Natura del volo	Trasporto pubblico passeggeri.
Persone a bordo	180 (174 passeggeri + 6 membri di equipaggio).
Danni a persone e cose	Rottura dell'assale della gamba carrello anteriore in corrispondenza del mozzo della ruota sinistra e rottura del portello del carrello anteriore sinistro. Nessun danno a persone e a terzi.
Informazioni relative al personale di volo	<p><i>Comandante:</i> maschio, età 43 anni, licenza ATPL in corso di validità, abilitazione B737-800. Certificazione medica in corso di validità. Ore di volo totali: 9300h. Ore di volo sul tipo: 378h 23'. Ore di volo negli ultimi 90 giorni: 229h 04'. Ore di volo nelle ultime 24 ore: 3h 18'.</p> <p><i>Primo ufficiale:</i> maschio, età 27 anni, licenza CPL in corso di validità, abilitazione B737-800. Certificazione medica in corso di validità. Ore di volo totali: 774h circa. Ore di volo sul tipo: 573h 29'. Ore di volo negli ultimi 90 giorni: 215h 38'. Ore di volo nelle ultime 24 ore: 3h 18'.</p>
Informazioni relative all'aeromobile ed al propulsore	<p>Tipo di aeromobile: Boeing B737-800. Marche di immatricolazione: EI-CSN. Certificato di navigabilità: in corso di validità. Certificato di stazione radio: in corso di validità. Certificato di manutenzione: in corso di validità. Certificato acustico: in corso di validità. Data di costruzione: 11 dicembre 2000. Massa massima al decollo (MTOW): 74.990 kg.</p>

Ore di volo totali:	21.713h 35.’
Cicli di volo totali (CSN):	15.309.
Ultima ispezione “C1”:	6 giugno 2007.
Ore di volo dopo “C1”:	149h 38’.
Cicli di volo dopo “C1”:	104.

Informazioni sull’aeroporto

Denominazione ICAO:	LIPH.
Coordinate geografiche:	45° 39’ 03”N, 12° 11’ 52” E.
Elevazione:	18 m s.l.m.
Denominazione pista:	07/25.
Fondo:	asfalto (testate calcestruzzo).
Dimensioni pista:	2420,5 x 45 m.

Informazioni meteorologiche

Le condizioni meteorologiche erano: visibilità superiore ai 10 km, vento debole dai settori occidentali (2 nodi da 270°); non presentavano elementi di criticità.

Altre informazioni

A seguito dell’incidente l’assieme *inner cylinder* della gamba carrello anteriore (P/N 162A1120-2, S/N 5018) contenente l’assale fratturato è stato disassemblato e sottoposto ad indagini frattografiche e metallurgiche, onde determinare natura e causa della rottura. Le analisi sono state condotte presso i laboratori del Reparto chimico del Centro sperimentale volo dell’Aeronautica militare italiana in coordinamento con il personale investigativo dell’ANSV.

Sulla base delle preliminari indagini macrofrattografiche effettuate nell’immediatezza dell’evento, nonché delle risultanze investigative di un precedente evento occorso ad altro B737 (marche di immatricolazione EI-COI) in data 15 giugno 2006 in decollo da Catania Fontanarossa, il 26 luglio 2007 veniva emessa la raccomandazione di sicurezza ANSV-8/4197/1/A/07 (veda-si Allegato “C”). Tale raccomandazione suggeriva l’esecuzione di un’ispezione visiva *una tantum* per corrosione su tutti i modelli di B737 equipaggiati con il medesimo componente e, in caso

di esito positivo, eventuale ulteriore controllo non distruttivo per cricca.

Al fine di valutare tutte le fasi dell'evento, il comportamento dell'aeromobile e la condotta dello stesso nella circostanza dell'incidente, è stata inoltre effettuata l'analisi dei dati dei registratori di volo (CVR e FDR).

Analisi

I risultati delle indagini frattografiche e metallurgiche eseguite, la cui relazione di analisi è riportata in Allegato "D", hanno confermato come tensocorrosione (Stress Corrosion Cracking, SCC) il meccanismo di rottura progressiva che ha portato al cedimento dell'assale, senza che venisse rilevata alcuna anomalia di tipo composizionale o microstrutturale a carico del componente stesso. In analogia a quanto già occorso all'aeromobile marche EI-COI, il meccanismo si è innescato a partire da un fenomeno di corrosione generalizzata, con sviluppo di corrosione puntiforme (*pitting*) a carico della superficie esterna del componente.

Anche in questo caso, la rottura si è prodotta su un componente la cui vita (CSN 15.309) era molto inferiore a quella di progetto (75.000) ed in una zona che, pur soggetta ai maggiori carichi flessionali, non è interessata dai controlli per corrosione previsti in sede di ispezione "C1", poiché posta sotto uno *spacer* la cui rimozione non è prevista nel corso di tale intervento dalle specifiche manutentive del costruttore in vigore (Boeing Corrosion Prevention Task Card of NLG N. P32-00-01, Allegato "E").

Tale considerazione giustifica il fatto che l'assale fosse stato sottoposto a controllo "C1" solo 19 giorni prima dell'evento senza che il difetto fosse stato rilevato.

L'assenza - contrariamente a quanto osservato sull'assale dell'aeromobile marche EI-COI - di qualsiasi traccia di fatica nell'ultima zona di propagazione della crinatura prima dello schianto finale è attribuita al fatto che, in questo caso, la rottura è avvenuta a ridosso dell'atterraggio e non invece nelle fasi di rullag-

gio antecedenti il decollo.

Il contributo dinamico associato all'atterraggio, in presenza di una crinatura di dimensioni (profondità: 2,7 mm) già critiche per il materiale considerato, può avere occasionalmente portato i carichi al di sopra del limite di rottura; tale circostanza è da considerare comunque ininfluenza ai fini dell'evento che si sarebbe in ogni caso verificato da lì a pochi cicli di volo, data la natura progressiva e veloce del fenomeno tensocorrosivo in atto.

L'analisi dei dati del registratore di bordo FDR, ed in particolare dei dati di accelerazione verticale e laterale al momento dell'atterraggio, hanno peraltro escluso condizioni di atterraggio caratterizzate da carichi anomali e/o eccessivi sul ruotino anteriore.

Causa identificata o probabile

La causa dell'incidente è riconducibile ad una rottura dell'assale del ruotino anteriore, a seguito della quale si è distaccata la ruota anteriore sinistra, durante la fase di atterraggio.

La rottura dell'assale si è verificata per un fenomeno di tensocorrosione innescato da un preliminare attacco di corrosione generalizzata nella zona maggiormente sollecitata.

Raccomandazioni di sicurezza

A seguito delle azioni già intraprese nell'immediatezza dell'evento, con l'emissione della raccomandazione di sicurezza ANSV-8/419-7/1/A/07 e di quanto già raccomandato a seguito di analogo evento occorso al Boeing B737 marche EI-COI in data 15 giugno 2006 ed investigato dall'ANSV, non si ritiene di dover emettere alcuna ulteriore raccomandazione di sicurezza.

ALLEGATO A:

documentazione fotografica assale fratturato.

ALLEGATO B:

pianta aeroporto Treviso S. Angelo.

ALLEGATO C:

raccomandazione di sicurezza ANSV-8/419-7/1/A/07.

ALLEGATO D:

relazione di analisi frattografica e metallurgica assale ruota.

ALLEGATO E:

Boeing Corrosion Prevention Task Card NLG N. P32-00-01.

DOCUMENTAZIONE FOTOGRAFICA

Foto 1



Vista frontale ruotino anteriore.

Foto 2



Vista laterale ruotino anteriore.

Foto 3



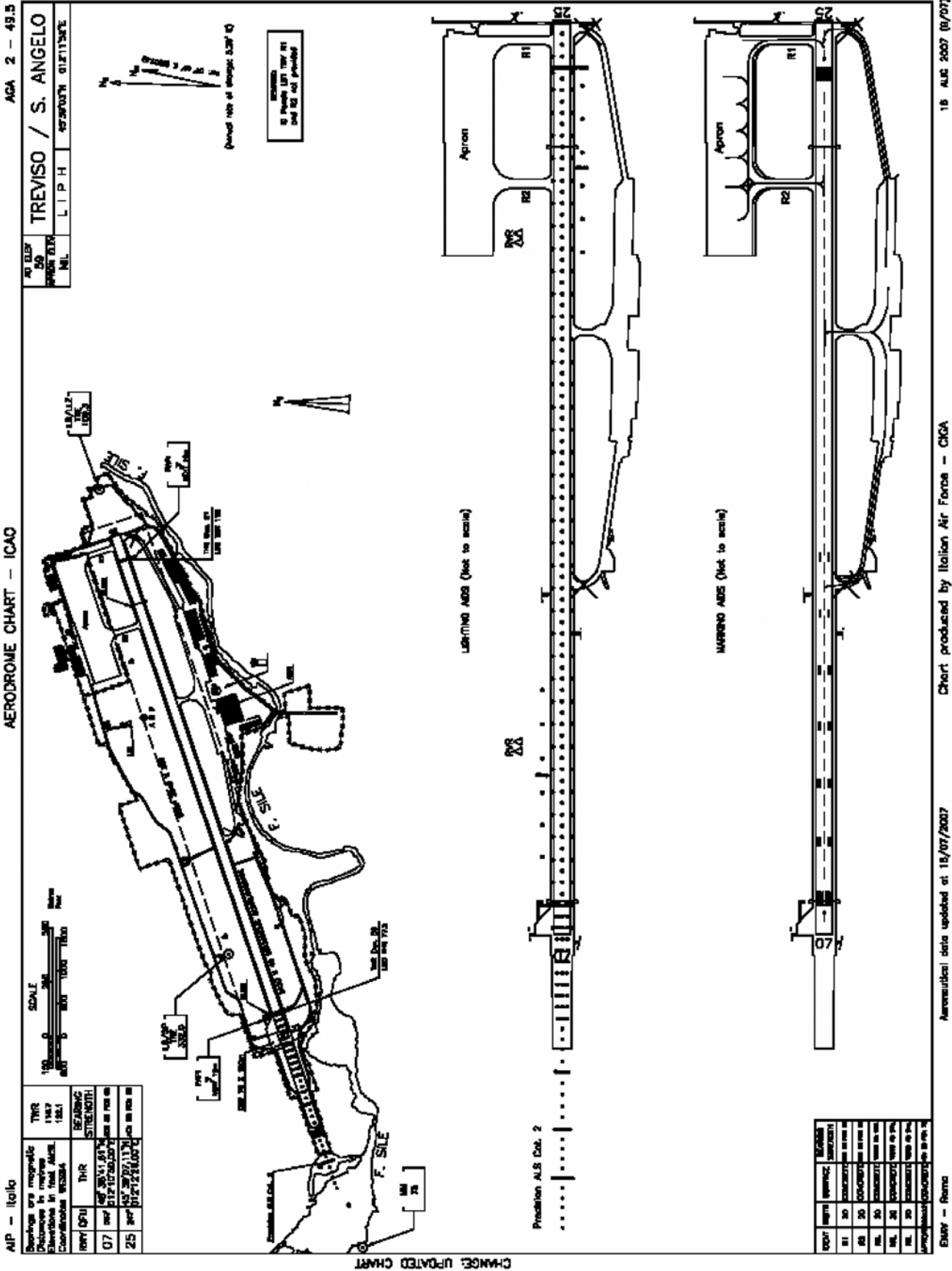
Particolare assale del ruotino anteriore.

Foto 4



Particolare danni portello del carrello anteriore sinistro.

PIANTA AEROPORTO TREVISO S.ANGELO



Prot. 1724/INV/419/7/07
Rome, July 26th, 2007

SAFETY RECOMMENDATION

Subject: Boeing 737/8AS, registration marks EI-CSN. Accident occurred on June 25th, 2007, at Treviso airport (Italy).

To: **EASA – European Aviation Safety Agency**
Executive Director – Sig. Patrick Goudou
Postfach 10 12 53
D-50452 Koeln,

= GERMANY =

Federal Aviation Administration
800 Independence Avenue, S.W.
Washington, D.C. 20591

= USA =

Cc: **ENAC – Ente Nazionale per l’Aviazione Civile**
President - Prof. Vito Riggio
Viale del Castro Pretorio, 118 – 00185 Roma

= ITALY =

National Transportation Safety Board
Chairman Mark V. Rosenker
490 L’Enfant Plaza East, S.W.
Washington, D.C. 20594

= USA =

Air Accident Investigation Unit
Mr. Jurgen Whyte
Transport House,
44 Kildare St., Dublin 2,

= IRELAND =

Synopsis

On June 25th 2007, at 15.46 UTC, the aircraft B737/8AS, registration marks EI-CSN, operating flight FR 9513 from Gerona (LEGE) to Treviso Sant’Angelo (LIPH), suffered the NLG left wheel separation during the landing roll.

Cockpit and cabin crew members reported a loud “bang” three to five seconds after the nose wheel touched the runway, at an aircraft speed of approximately 100 kts. After that, the aircraft yawed

slightly to the left, but no difficulties were reported in keeping the centreline. The subsequent actions were carried out uneventfully till the stand, when the separation was observed.

Upon notification, the Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo (ANSV) opened an investigation and immediately required the acquisition of the broken component.

Although the part was early sent to a specialized laboratory for further metallurgical analyses, based on the results of preliminary macrofractographic examination (visual exams, Photo n. 1), some key elements have already been identified and the following considerations have been made.



Photo n. 1: EI-CSN as landed at LIPH.

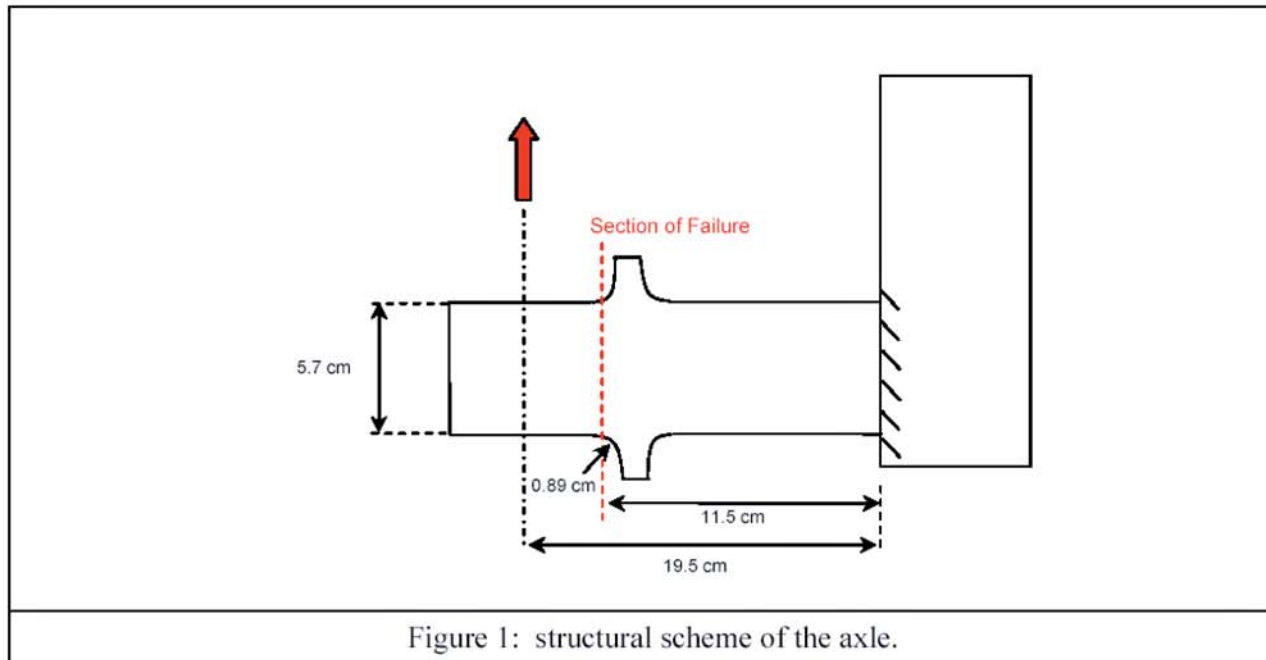
Findings

The separation of the wheel was due to the structural failure of the NLG axle, part of the assy inner cylinder P/N 162A1120-2, s/n 5018.

The component, made of high strength steel, AISI 4340M or 300M (UTS 1860÷2070 MPa) failed on its left side (scheme in Figure 1), where the wheel was installed, at 15.309 Cycles Since New (CSN), about 1/5 of its life (75.000 cycles).

Based on the maintenance history of the component, this part was manufactured in 2000 and consequently did not undergo any overhaul inspection (OH), scheduled at ten years.

With respect to the IC inspection, scheduled every 4.000 cycles, the last one was recently accomplished at a certified facilities in UK on June 06th 2006 at 15.205 CSN.

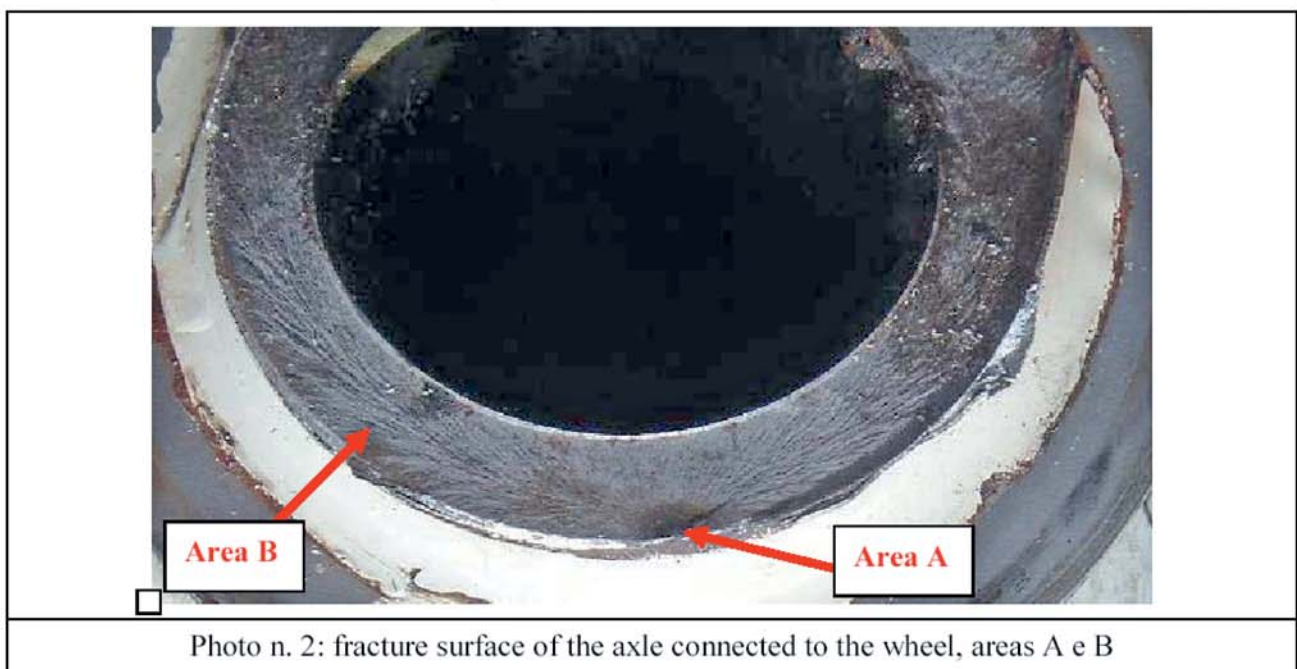


Analysis

The fracture surface (Photo n. 2) appears exempt from plastic deformation, in agreement with the high strength and consequently brittle nature of the material.

On the fracture surfaces two main areas can be highlighted:

- Area A, dark brown and semi-elliptical or fan shaped, which covers about 5% of the whole fracture surface. This area is located at 6 o'clock position, therefore in the lower part of the axle, where the highest tensile stresses, due to the flexional behaviour imposed by the weight, are concentrated (see scheme in Figure 1). This area is associated to the progressive crack that developed till the final breakage occurred;
- Area B, light grey and plenty of chevron marks, typical of dynamic failures of brittle materials, which covers the remaining 95% of the fracture surface. It is associated to the final and instantaneous breakage of the axle.



This facts show that the axle failure proceeded in two different steps: the first when the progressive crack developed from the high stress region till covering a reduced section of the axle, and the second, covering a much wider area when the final instantaneous breakage took place. During this final breakage, the association of the impact forces due to the landing explains the pattern of the upper part of the fracture surface, that doesn't appear flat and in-plane with the lower part.

With respect to the progressive crack in Photo n. 2, the brown colouration of the area is likely due to a corrosion phenomenon taking place.

This evidence supports the deduction that the structural failure was probably due to a Stress Corrosion Cracking (SCC) phenomenon initiated from general corrosion taking place on the external surface of the axle.

As a matter of fact, when observing the external surface of the component near the crack initiation region, the presence of an uniform corrosion process, accompanied by some pitting, was found (arrow in Photo n. 3).



Photo n. 3: presence of uniform corrosion on the external surface, right where the progressive crack initiation.

Considerations

The observed failure shows the same characteristics of the similar event occurred on June 15th 2006 at another B737, registration marks EI-COI, flight AP 2843, while taking-off from Catania Fontanarossa airport to Rome Fiumicino (LIRF).

In that event, the subsequent metallurgical analyses had confirmed the SCC nature of the failure and identified a critical depth for the external pitting to promote such a phenomenon.

Based on those observation, ANSV issued a safety recommendation (ANSV-17/341-06/1/A/06) which required a revision of the current Corrosion Prevention Task Card, explicitly calling out

removal of the spacer and visual check for corrosion on the area beneath it, with particular attention to be focused at the 6 'o clock position.

Up to now a review task has been recently completed by the manufacturer and a specific task requiring removal of the spacer and a corrosion inspection every "C" check will be added. The AMM and MPD will also be revised to reflect the same requirement and the 737 NG and Classic versions will also have identical requirements, and these changes are expected to be available by October 2007.

In the meanwhile, the proactive campaign carried out by the Italian operator that suffered the previous failure, showed that 2 out of 18 of the aircraft inspected for corrosion showed presence of surface degradation, determining the axle replacement.

Conclusions

The failure was due to a crack that progressively extended till the critical size for the material, when the instantaneous breakage of the part occurred.

Currently, stress corrosion cracking is thought as the most probable failure mechanism, since an uniform corrosion attack was observed in the region of the external surface where the highest stresses are concentrated.

Similarly to a previous event the component recently underwent a 1C inspection where the phenomenon, most likely already present, could not be individuated due to a lack of the suitable inspection procedures.

Recommendation

Based on the previous considerations, pending the maintenance manual revision, ANSV recommends European Aviation Safety Agency (EASA) and Federal Aviation Administration (FAA) to:

perform an *una tantum* visual inspection on the NLG axles installed on all the 737 models currently equipped with similar component. The inspection should be accomplished by preliminary removal of the spacer and then particularly focused on verifying any presence of corrosion at the 6 o'clock position after removal of the spacer. If corrosion is detected in that specific area an additional NDT for cracks (dye penetrants or MPI) has to be implemented.

As a matter of fact, when not correctly found and removed, the corrosive attack seems able to promote an instantaneous failure of the axle, also when it has a short accumulated life with respect its original time limit.

(ANSV-8/419-7/1/A/07).

Original signed
Prof. Bruno Franchi
ANSV President

Relazione n° 07/206

**Oggetto: Aeromobile B737-800 Marche EI-CSN.
Rottura assale ruota NLG.**

1. Premessa

In seguito all'incidente occorso in data 25 Giugno 2007 presso l'aeroporto di Treviso Sant'Angelo all'aeromobile B737-800 durante le fasi di atterraggio, l'Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo ha inviato al Reparto scrivente l'*inner cylinder* (P/N 162A1120-2, S/N 5018) contenente l'assale in oggetto (Figura 1) per stabilire la natura e le cause dell'inconveniente.



Figura 1 – Rottura assale NLG

In base alla sua storia manutentiva¹, l'assale, costruito nel 2000, al momento dell'incidente aveva totalizzato 15.309 *Cycles Since New* (CSN) corrispondenti a circa 1/5 della sua vita di progetto (75.000 cicli) e non era stato sottoposto ad alcuna ispezione generale, prevista ogni 10 anni.

2. Esami macrofrattografici

Il particolare in oggetto, facente parte del complessivo *inner cylinder*, risulta rotto in corrispondenza della zona di innesto del ruotino sinistro (freccia in Figura 2). Le superficie di rottura, priva di deformazioni plastiche, di aspetto piano con i bordi inclinati a 45°, è caratterizzata dalla presenza di due zone distinte, A e B in Figura 3.

¹ ANSV Safety Recommendations, 1724/INV/419/7/07 del 26/07/2007.



Figura 2 – Complessivo inner cylinder

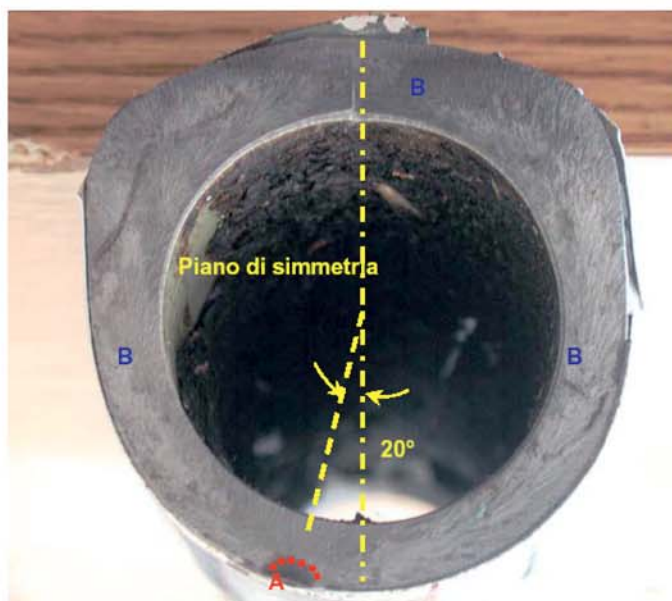


Figura 3 – Superficie di rottura

2.1 Zona A

La zona A risulta localizzata tra ore 6 e 7, occupa una percentuale di circa il 4% dell'intera superficie di rottura ed è caratterizzata da una colorazione scura e da una forma semicircolare (tratteggio rosso in Figura 3).

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali

All'interno di tale zona, che individua l'innescò della crinatura, si evidenziano inoltre due diverse zone, denominate A1 ed A2 in Figura 4, ognuna di esse ancora di aspetto semiellittico ed associate allo sviluppo di fenomeni corrosivi stratificatesi nel tempo (particolare in Figura 5).

In corrispondenza dell'innescò, sulla superficie esterna del particolare, si osserva inoltre un esteso ed avanzato fenomeno di corrosione generalizzata, Figura 5, visibile anche sul bordo dell'altra superficie di rottura generata, Figura 6.

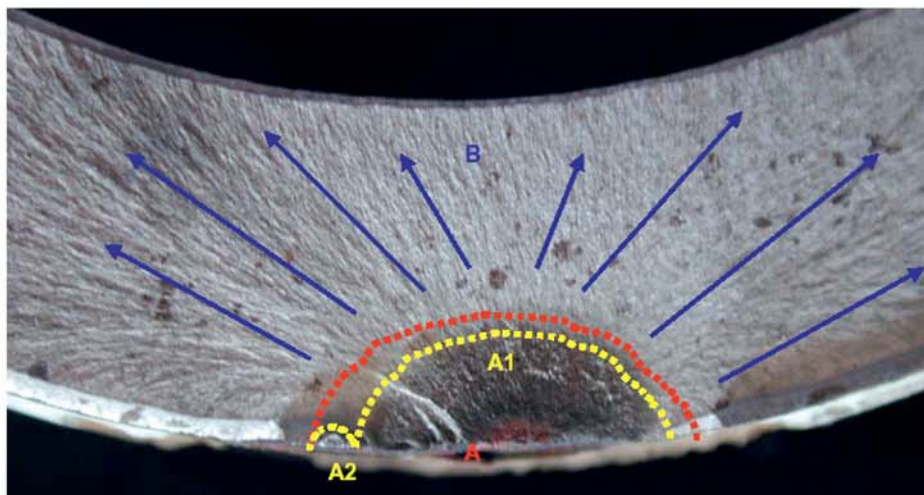


Figura 4 – Zona di innescò

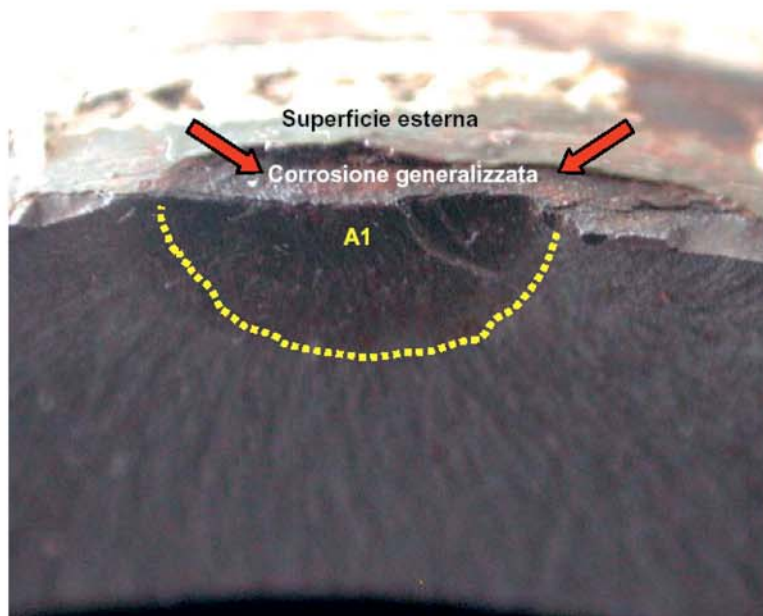


Figura 5 – Area A1 e corrosione generalizzata della superficie esterna



Figura 6 – Corrosione generalizzata della superficie esterna in corrispondenza dell'innesco

2.2 Zona B

La zona B presenta una colorazione più chiara della precedente ed occupa il restante 96% della superficie di rottura. La stessa è caratterizzata dalla presenza di segni radia di propagazione della rottura, *chevron marks*, (Figura 7) che convergono tutti in corrispondenza dell'innesco (Figura 4) e rappresenta la fase di rottura finale prodotta: di schianto.



Figura 7 – Segni radiali di propagazione

3. Esami microfrattografici

Al fine di individuare la causa dell'innesco, la superficie di rottura è stata osservata mediante microscopia elettronica ad effetto di campo (FESEM).

3.1 Zona A

La porzione a carattere progressivo (tratteggio rosso in Figura 8) si presenta a forma circa semi-circolare e si estende per circa 2.7 mm in profondità. Le lunette di colore scuro presenti al suo interno, associabili a due differenti zone di innesco della crinatura (zone A1 e A2 in Figura 8), presentano una profondità di circa 2.2 mm (lunetta A1 in Figura 9) e di circa 0.2 mm (lunetta A2 in Figura 10).

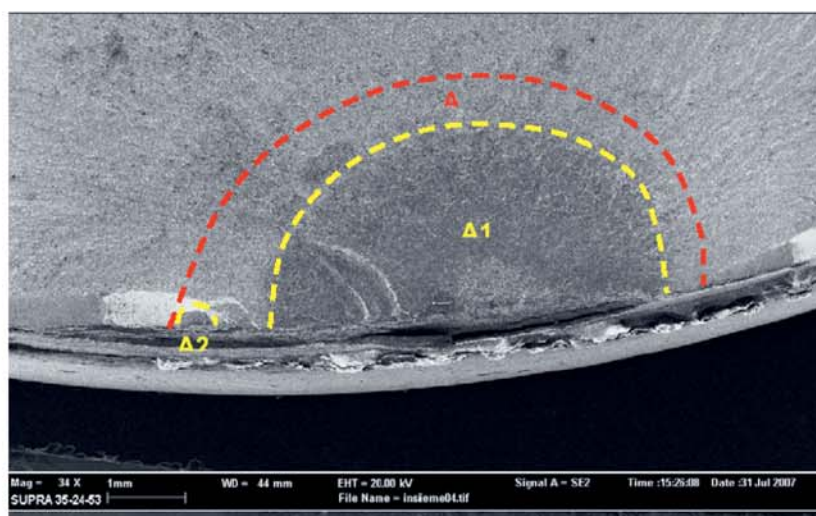


Figura 8 – Zona A

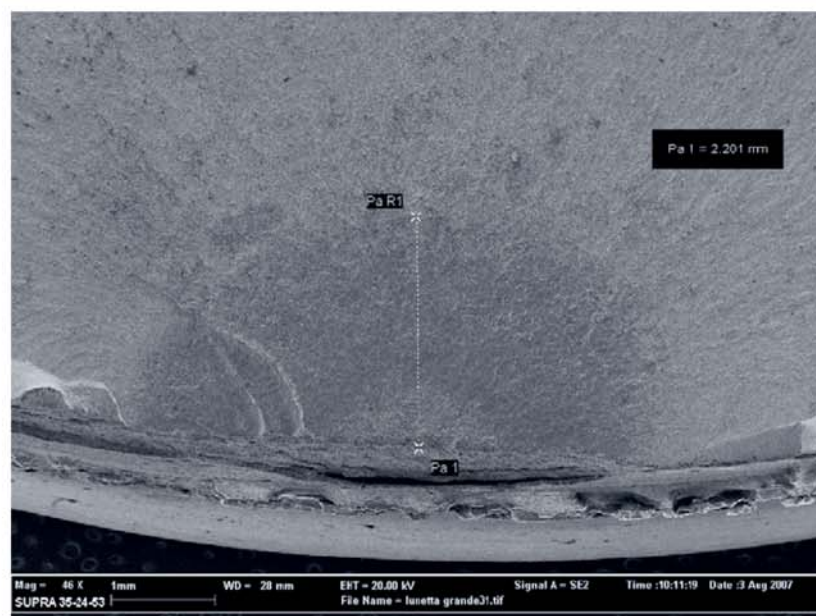


Figura 9 – Lunetta A1

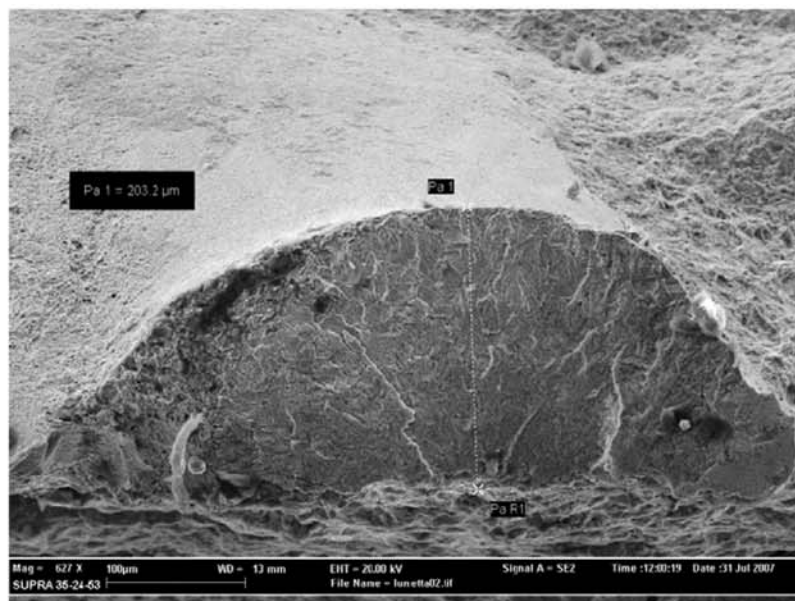


Figura 10 – Lunetta A2

Dal punto di vista morfologico, le stesse mostrano, in prossimità della superficie esterna, la completa corrosione dei grani cristallini (particolare in Figura 11 e Figura 12). Sulla superficie esterna, inoltre, si evidenzia la presenza di pit di corrosione di estensione massima circa $350 \times 120 \mu\text{m}$ (freccia in Figura 11 e particolare in Figura 13) insieme alla presenza di un esteso fenomeno di corrosione generalizzata da cui si dipartono attacchi a carattere intergranulare (Figura 13).

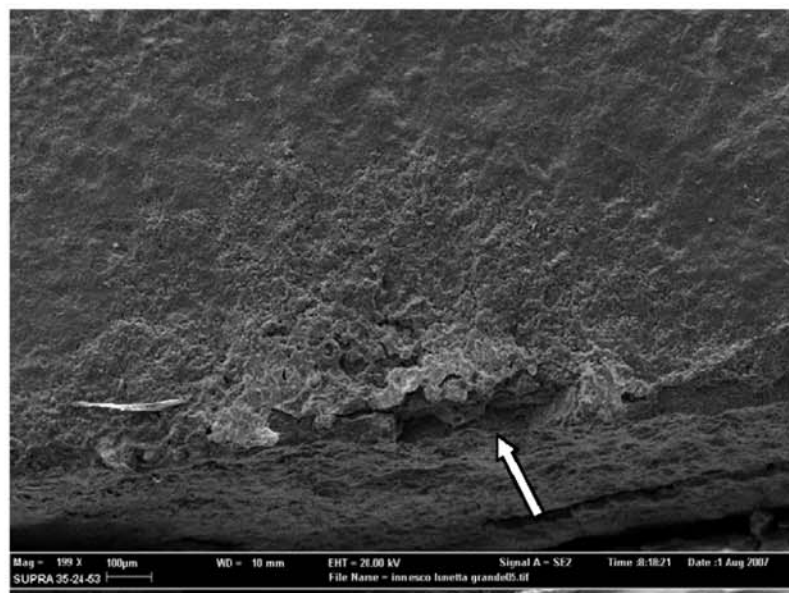


Figura 11 – Corrosione lunetta A1

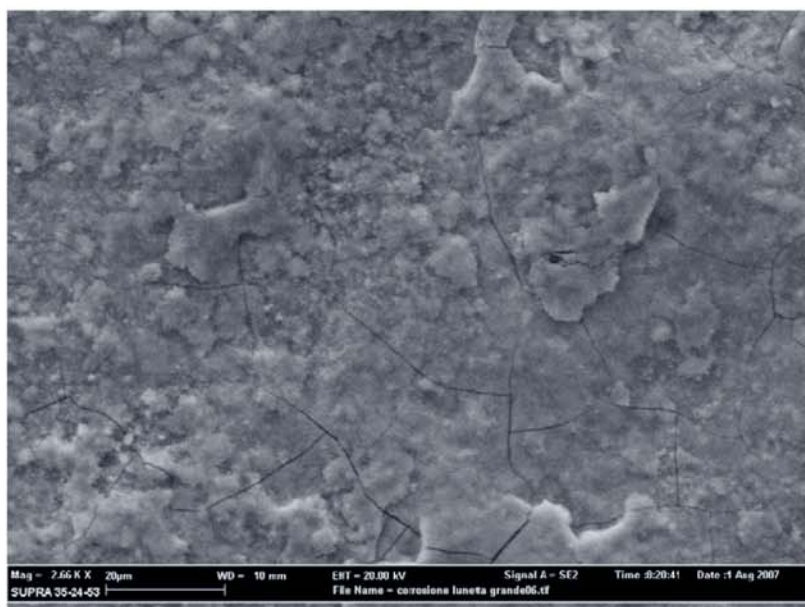


Figura 12 – Particolare corrosione lunetta A1

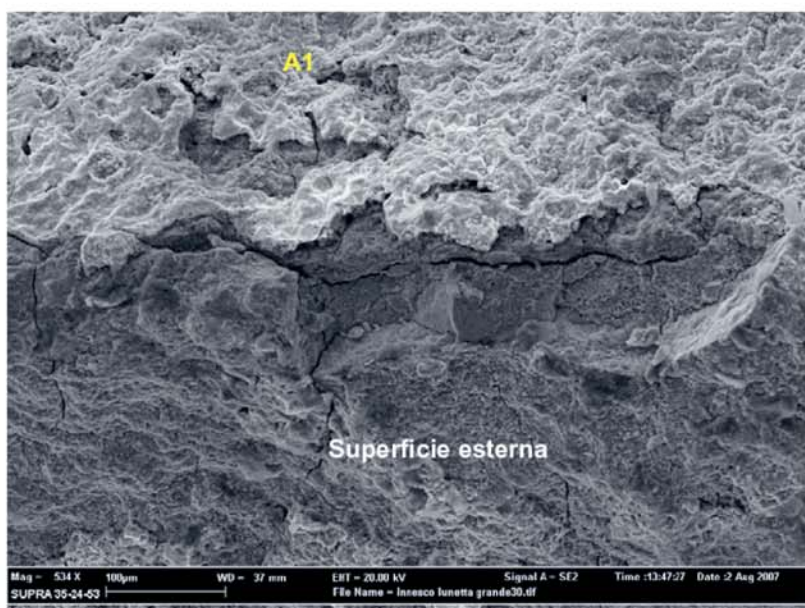


Figura 13 – Pit e corrosione generalizzata della superficie esterna, lunetta A1

Allontanandosi dalla superficie esterna fino a raggiungere la linea di frontiera della propagazione, la corrosione tende ad assumere un aspetto intergranulare con grani parzialmente corrosi (Figura 14).

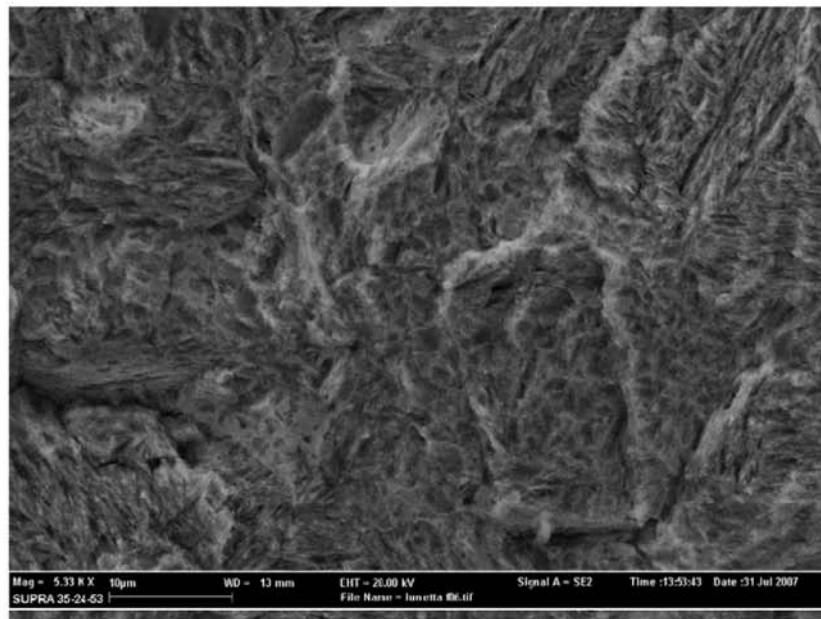


Figura 14 – Rottura intergranulare con grani parzialmente corrosi, lunetta A1

3.2 Zona B

La superficie di rottura di questa zona evidenzia una morfologia a microbucche, tipica delle rotture di schianto (Figura 15). Il passaggio tra la zona A e la B è avvenuto in modo netto: non è stata evidenziata, infatti, alcuna propagazione della crinatura dovuta a fenomeni di fatica (Figura 16).

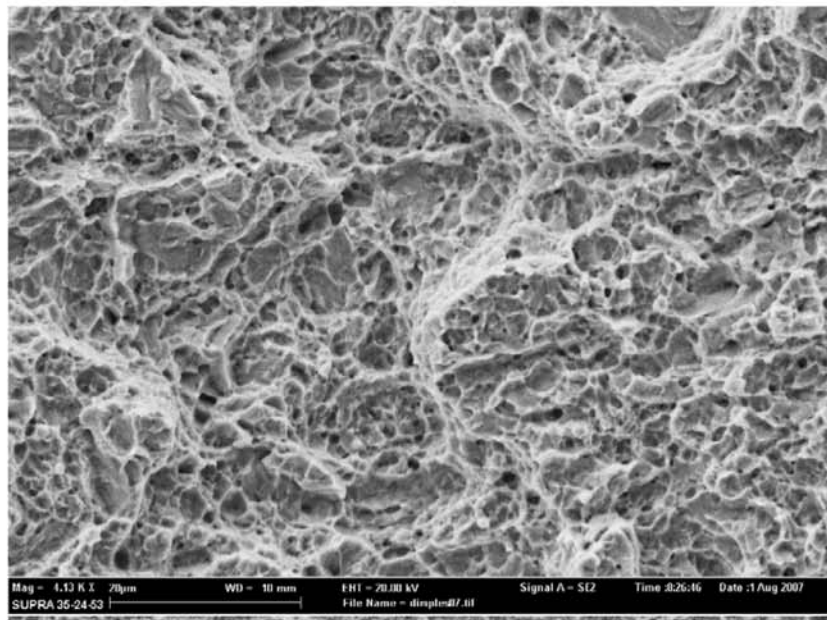


Figura 15 – Sovraccarico della zona B

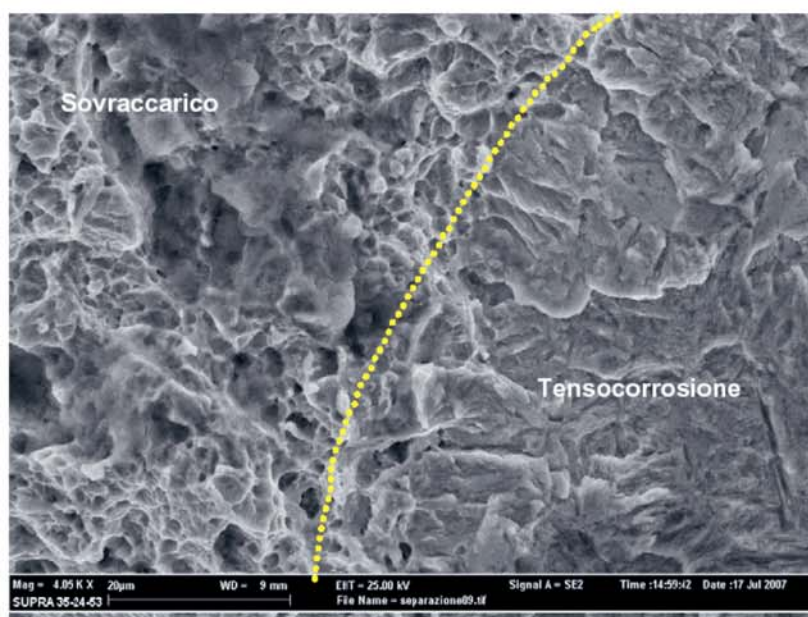


Figura 16 – Linea di frontiera tra la tensocorrosione ed il sovraccarico

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	1.77	0.77	0.44	2.35	0.74	0.08	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. È stato ottenuto un valore pari a 691 ± 7 HV, regolare per questo tipo di materiale nella condizione di trattamento termico di martensite rinvenuta a 200 °C per 2h.

4.3 Esame microstrutturale

L'esame metallografico è stato effettuato su una sezione longitudinale dell'assale prelevata ortogonalmente alla superficie di rottura in corrispondenza della zona di innesco.

La cromatura, posta a circa 3.2 mm dalla superficie di rottura, presenta uno spessore di circa 125 µm e risulta compatta ed aderente al substrato (Figura 17).

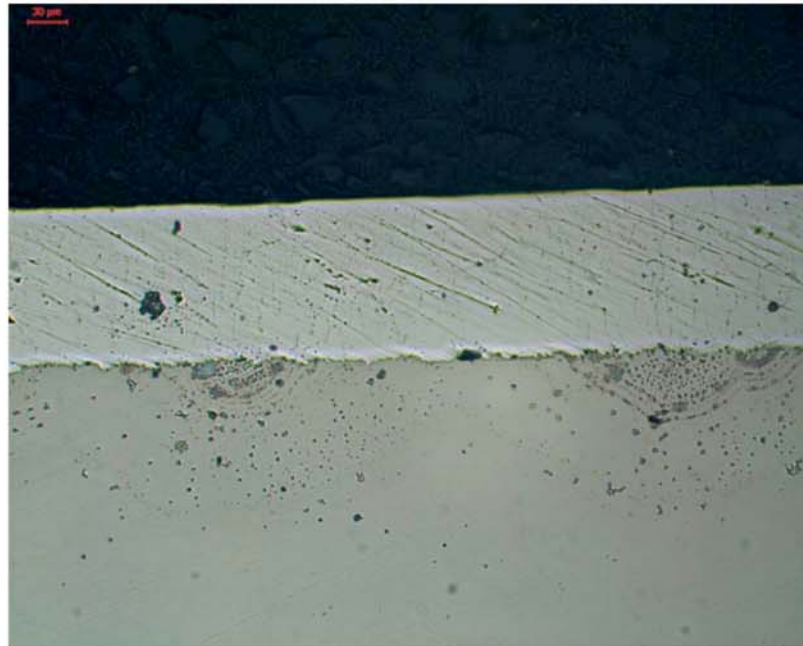


Figura 17 – Cromatura

La micrografia effettuata al cuore evidenzia una regolare struttura di martensite parzialmente rinvenuta all'interno di una originaria matrice austenitica (Figura 18) che si mantiene anche in corrispondenza della zona d'innescò (Figura 19). In tale zona si evidenzia inoltre la presenza di un pit di corrosione avente una profondità di circa 140 μm (tratteggio in Figura 19).



Figura 18 – Microstruttura al cuore

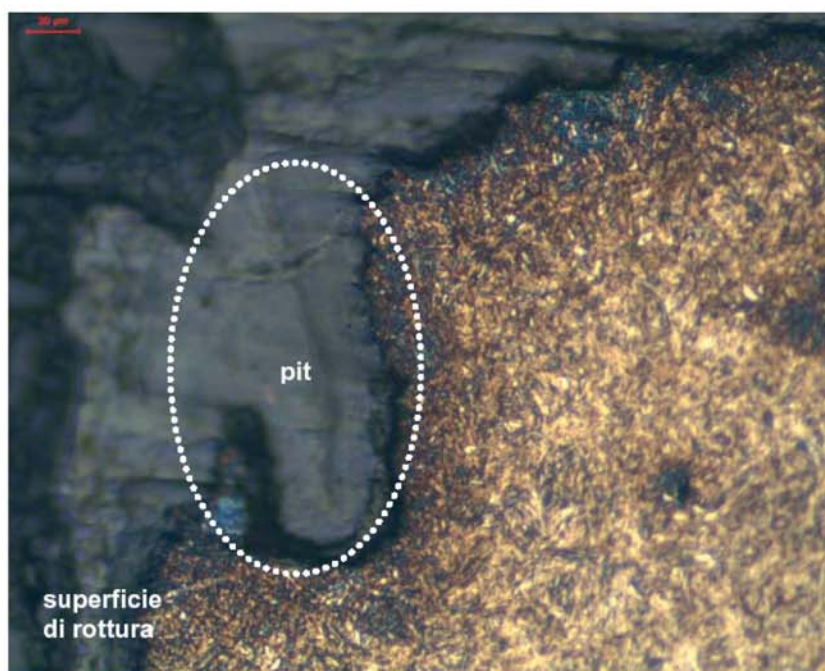


Figura 19 – Microstruttura in corrispondenza della zona d'innesco e pit, lunetta A1

5. Considerazioni

Gli esami condotti hanno attribuito la rottura dell'assale, avvenuta in corrispondenza della zona di innesto del ruotino sinistro in posizione tra ore 6 e 7, ad un fenomeno di tensocorrosione. La rottura di schianto è avvenuta senza alcuna evoluzione dovuta a fatica.

In particolare, gli esami chimico-fisici non hanno evidenziato anomalie in termini di scelta del materiale, trattamenti termici effettuati e microstruttura. Piuttosto, quelli frattografici e microstrutturali hanno rilevato la presenza di pit di corrosione, il più profondo dei quali risulta essere circa 140 μm , in corrispondenza della superficie esterna, dove la rottura progressiva si è innescata, insieme ad un esteso attacco corrosivo di tipo generalizzato.

Su tale zona, che rappresenta, in analogia a quanto già motivato da questo Reparto nel caso della rottura di un assale dello stesso materiale montato sul velivolo B737-400 (Rel. 07/072), quella maggiormente sollecitata, non sono stati osservati intagli e/o anomalie particolari.

Pertanto, l'attacco corrosivo generalizzato, pur avendo caratteristiche non particolarmente aggressive, ha costituito, per il materiale in esame, l'innesco della rottura.

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali


6. Conclusioni

La rottura dell'assale si è verificata per un fenomeno di tensocorrosione innescato da un preliminare attacco di corrosione generalizzata nella zona maggiormente sollecitata.

Il Relatore

Visto:

per Il Program Manager *km***Il Capo Reparto**

STATION		 DLH BOEING 737-300/400/500 TASK CARD				BOEING CARD NO.	
TAIL NO.						P32-00-01-A	
DATE						AIRLINE CARD NO.	
SKILL	WORK AREA	RELATED TASK	INTERVAL	PHASE	MPD REV	TASK CARD REVISION	
AIRPL	NOSE GEAR	W-P53-14-00-A	1C	11616	008	NOV 12/02	
TASK		TITLE		STRUCTURAL ILLUSTRATION REFERENCE		APPLICABILITY	
CRSN PREVTVN		NOSE LANDING GEAR				AIRPLANE ENGINE	
						ALL ALL	
ZONES			ACCESS PANELS				
204							
MECH	INSP					MPD ITEM NUMBER	
		<p>CORROSION PREVENTION:</p> <p>NOSE LANDING GEAR INCLUDING:</p> <ul style="list-style-type: none"> A. SHOCK STRUT AND ATTACHMENTS. B. DRAG BRACE LINKS. C. AXLE SURFACES. D. TORSION LINKS. E. NOSE GEAR ACTUATOR. F. NOSE GEAR STEERING ASSEMBLY. G. TRUNNION AND TRUNNION BEARING CAPS. H. LOCK BRACE ASSEMBLY AND LINKAGES. <p>NOSE LANDING GEAR</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. CLEAN THE NOSE LANDING GEAR AND COMPONENTS; INSPECT FOR DAMAGED PAINT FINISHES, DAMAGED PLATING AND CHECK FOR CORROSION. (VOL. 1 20-20-00, VOL. 2 32-20-37) 2. IF CORROSION IS EVIDENT, REMOVE CORROSION AND RESTORE PROTECTIVE FINISHES AS PRACTICAL. (VOL. 2 32-20-37) 3. APPLY BMS 3-23 COMPOUND TO SURFACE AREAS OF THE LANDING GEAR FITTINGS, CONNECTING PINS AND ATTACHMENT LUGS AS REQUIRED, PARTICULARLY IN THE FOLLOWING AREAS: (VOL. 1 20-60-00, VOL. 2 32-20-37) <ul style="list-style-type: none"> A. SHOCK STRUT INCLUDING EQUIPMENT ATTACHED TO THE OUTER/INNER CYLINDERS, STEERING CABLE PULLEY BRACKETS AND INSIDE OF TAPPED HOLES. B. UPPER AND LOWER DRAG BRACE LINKS C. AXLE SURFACES EXCEPT BEARING AND JOURNAL AREAS. (AT WHEEL REMOVAL NOT TO EXCEED 1C INTERVAL). D. UPPER AND LOWER TORSION LINKS AND TOWING LUGS E. NOSE GEAR ACTUATOR F. NOSE GEAR STEERING ASSEMBLY G. TRUNNION AND TRUNNION GEARING CAPS H. LOCK BRACE ASSEMBLY AND LINKAGES. 				P32-00-01-A	
EFFECTIVITY		CRSN PREVTVN	NOSE LANDING GEAR				
					PAGE 1 OF 2 NOV 12/02		
			P32-00-01-A				

3
7
2
9



BOEING CARD NO. P32-00-01-A
AIRLINE CARD NO.

MECH	INSP					
		<p>NOTE: REMOVE EXCESS BMS 3-23 WITH A CLEAN, DRY RAG.</p> <p>4. AFTER APPLICATION OF BMS 3-23, CLEAN THE AFFECTED GREASE FITTINGS AND RE-LUBRICATE THE NOSE GEAR.</p> <p>NOTE: IN CASES WHERE PERIODIC CLEANING IS ACCOMPLISHED WITH STEAM OR HIGH WATER PRESSURE AND DETERGENT, REAPPLY BMS 3-23 TO THE NOSE GEAR COMPONENTS.</p> <p>CAUTION: DO NOT APPLY BMS 3-23 TO SILICONE RUBBER, RUBBER SEALS OR CONTROL CABLES. OBSERVE OTHER PRECAUTIONS SHOWN IN PART 1, SECTION 20-60-00 (PAGES 3 AND 4) OF THE CORROSION PREVENTION MANUAL.</p> <p>REFERENCE: CORROSION PREVENTION MANUAL D6-82560.</p>				
3 7 3 0	EFFECTIVITY	<table border="1"> <tr> <td>CRSN PREVTN</td> <td>NOSE LANDING GEAR</td> </tr> <tr> <td></td> <td>P32-00-01-A</td> </tr> </table>	CRSN PREVTN	NOSE LANDING GEAR		P32-00-01-A
CRSN PREVTN	NOSE LANDING GEAR					
	P32-00-01-A					