

AGENZIA NAZIONALE PER LA SICUREZZA DEL VOLO

(istituita con decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66)

Via A. Benigni, 53 - 00156 Roma - Italia
tel. +39 0682078219-0682078200, fax +39 068273672

RELAZIONE D'INCHIESTA

(deliberata dal Collegio nella riunione del 28 novembre 2002)

**INCIDENTE OCCORSO ALL'AEROMOBILE
MD-82, MARCHE I-DACR,
Aeroporto di Fiumicino (Roma)
11 luglio 2001**

N. A/17/02

INDICE

INDICE	I
OBIETTIVO DELL'INCHIESTA TECNICA	III
PREMESSA	IV
CAPITOLO I	1
INFORMAZIONI SUI FATTI	1
1. GENERALITÀ	1
1.1. STORIA DEL VOLO	1
1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE	3
1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE	3
1.4. ALTRI DANNI	3
1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE	3
1.5.1. Equipaggio di volo	3
1.5.1.1. Comandante	3
1.5.1.2. Secondo pilota	4
1.5.2. Esperienza di volo	4
1.5.2.1. Comandante	4
1.5.2.2. Secondo pilota	4
1.5.3. Equipaggio di cabina	5
1.5.4. Passeggeri	5
1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE	5
1.6.1. Dati tecnici generali	5
1.6.2. Dati tecnico-amministrativi aeromobile	6
1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE	6
1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE	6
1.9. COMUNICAZIONI	6
1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO	6
1.11. REGISTRATORI DI VOLO	7
1.12. ESAME DEL RELITTO	7
1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA	8
1.14. INCENDIO	8
1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA	8
1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE	8
1.16.1. Analisi tecniche	8
1.16.1.1. Carrello atterraggio anteriore	8
1.16.1.2. Risultati esami componente NLG <i>Upper lock link</i>	9

1.16.1.3. Valvola selettoria carrello	10
1.16.1.4. Scivolo anteriore sinistro (1L)	10
1.16.2. Analisi documentale	11
1.16.3. Azioni preventive	12
1.16.3.1. ANSV	12
1.16.3.2. ENAC	12
1.16.3.3. Alitalia - Boeing	12
1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI	13
1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI	14
1.19. TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI	14
CAPITOLO II	15
ANALISI	15
2. ANALISI	15
2.1. CONDOTTA DEL VOLO E GESTIONE DELL'AVARIA	15
2.2. ROTTURA NLG <i>UPPER LOCK LINK</i> -AZIONI MANUTENTIVE/ISPETTIVE	16
2.2.1. Rottura NLG <i>Upper lock link</i>	16
2.2.2. Azioni manutentive/ispettive	17
2.2.3. Considerazioni finali	18
2.3. MANCATO GONFIAGGIO SCIVOLO ANTERIORE SINISTRO	19
2.4. FASE DI EVACUAZIONE	19
2.4.1. Considerazioni	21
CAPITOLO III	22
CONCLUSIONI	22
3. CONCLUSIONI	22
3.1. EVIDENZE	22
3.2. CAUSA INCIDENTE - FATTORI CAUSALI	24
3.2.1. Causa incidente	24
3.2.2. Fattori causali	24
CAPITOLO IV	25
RACCOMANDAZIONI	25
4. RACCOMANDAZIONI	25
4.1. RACCOMANDAZIONE ANSV-32/80-1/A/02	25
4.2. RACCOMANDAZIONE ANSV-33/80-2/A/02	25
4.3. RACCOMANDAZIONE ANSV-34/80-3/A/02	26
4.4. RACCOMANDAZIONE ANSV-35/80-4/A/02	26
4.5. RACCOMANDAZIONE ANSV-36/80-5/A/02	26
4.6. RACCOMANDAZIONE ANSV-37/80-6/A/02	27
ELENCO ALLEGATI	29

OBIETTIVO DELL'INCHIESTA TECNICA

L'inchiesta tecnica relativa all'evento in questione, così come disposto dall'art. 827 del codice della navigazione, è stata condotta in conformità con quanto previsto dall'Annesso 13 alla Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale, stipulata a Chicago il 7 dicembre 1944, approvata e resa esecutiva in Italia con decreto legislativo 6 marzo 1948, n. 616, ratificato con la legge 17 aprile 1956, n. 561.

L'Agenzia nazionale per la sicurezza del volo conduce le inchieste tecniche di sua competenza con *“il solo obiettivo di prevenire incidenti e inconvenienti, escludendo ogni valutazione di colpa e responsabilità”* (art. 3, comma 1, decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66).

L'Agenzia nazionale per la sicurezza del volo, per ciascuna inchiesta relativa ad un incidente, redige una relazione, mentre, per ciascuna inchiesta relativa ad un inconveniente, redige un rapporto. Le relazioni ed i rapporti possono contenere raccomandazioni di sicurezza, finalizzate alla prevenzione di incidenti ed inconvenienti (art. 12, commi 1 e 2, decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66).

Nelle relazioni è salvaguardato il diritto alla riservatezza delle persone coinvolte nell'evento e di quelle che hanno fornito informazioni nel corso dell'indagine; nei rapporti è altresì salvaguardato l'anonimato delle persone coinvolte nell'evento (art. 12, comma 3, decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66).

“Le relazioni e i rapporti d'inchiesta e le raccomandazioni di sicurezza non riguardano in alcun caso la determinazione di colpe e responsabilità” (art. 12, comma 4, decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66).

PREMESSA

L'incidente si è verificato l'11 luglio 2001 alle ore 07.06 UTC (09.06 ora locale) sull'aeroporto di Fiumicino ed ha interessato un velivolo MD-82 della compagnia Alitalia Team, marche di immatricolazione I-DACR, operante il volo di linea AZ 1775 Roma-Palermo.

L'Agenzia è stata prontamente informata dell'evento da parte dell'ENAV per le vie brevi, già prima che l'aeromobile atterrasse a Fiumicino, consentendo all'investigatore incaricato di giungere sul posto dell'incidente poco tempo dopo il verificarsi dell'evento per effettuare i primi rilievi necessari per la conduzione dell'inchiesta tecnica.

L'Agenzia nazionale per la sicurezza del volo, ai sensi del decreto legislativo 66/1999, ha condotto l'inchiesta tecnica in conformità all'Annesso 13 alla Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale (Chicago, 1944).

CAPITOLO I

INFORMAZIONI SUI FATTI

1. GENERALITÀ

L'incidente si è verificato l'11 luglio 2001 alle ore 07.06 UTC sull'aeroporto di Fiumicino ed ha interessato un velivolo MD-82 della compagnia Alitalia Team, marche di immatricolazione I-DACR, in volo regolare di linea da Roma Fiumicino a Palermo Punta Raisi.

L'aeromobile operante il volo AZ 1775 Roma-Palermo, con 24 passeggeri e 6 membri di equipaggio (2 naviganti e 4 cabina) a bordo, una volta giunto in prossimità di Palermo, non potendo estrarre il carrello anteriore, rientrava a Roma Fiumicino, dove atterrava senza ruotino esteso e senza provocare danni ai passeggeri ed ai membri dell'equipaggio.

L'evento è stato comunicato all'Agenzia inizialmente per le vie brevi dall'ENAV, già prima che l'aeromobile atterrasse a Fiumicino; ciò ha consentito all'investigatore incaricato di giungere sul posto dell'incidente poco tempo dopo il verificarsi dell'evento per acquisire i primi elementi necessari per la conduzione dell'inchiesta tecnica.

1.1. STORIA DEL VOLO

L'aeromobile coinvolto nell'incidente effettuava un volo regolare di linea AZ 1775 da Roma a Palermo. Il volo, dato il basso *Zero Fuel Weight* (ZFW – peso aeromobile senza combustibile e carico commerciale), era stato pianificato con combustibile “*two stages*” (pianificazione che permette di effettuare uno scalo intermedio senza rifornire), anche in considerazione del fatto che lo stesso aeromobile sarebbe stato usato per la tratta successiva Palermo-Roma. Il decollo da Fiumicino avveniva regolarmente alle 05.05 UTC in condizioni meteo CAVOK¹. Durante la navigazione non emergevano anomalie. Giunto in prossimità di Palermo, date le ottime condizioni meteorologiche presenti, l'aeromobile effettuava un avvicinamento a vista (*visual approach*) per pista 25. L'equipaggio configurava l'aeromobile per la fase di avvicinamento ed atterraggio ma, dopo l'estrazione del carrello, il ruotino

¹ CAVOK: situazione meteorologica che si verifica quando, al momento dell'osservazione, sussistono le seguenti condizioni: visibilità 10 km o più, nessuna nube al di sotto di 5000 piedi (1500 metri), assenza di cumulonemi e nessuna precipitazione, temporali, tempeste.

anteriore (*Nose Landing Gear – NLG*) non risultava bloccato in estensione (spia “*NOSE*” sull’*Upper Instrument Panel* accesa di colore rosso), nonostante sulla piantana (*pedestal*) fosse regolarmente in vista l’indicatore meccanico di ruotino esteso e bloccato (*Nose Gear Downlock Indicator*). Veniva applicata allora la relativa procedura di emergenza (*Abnormal and Emergency Procedure*) con esito negativo. L’equipaggio, date le contraddittorie indicazioni a bordo circa la posizione del carrello anteriore, decideva di effettuare un sorvolo della pista 25 per avere conferma dalla Torre di controllo circa la posizione del carrello anteriore. In linea con le procedure previste dall’*Operations Manual* (OM) della compagnia, il comandante, avuta conferma della non estensione del NLG, decideva di rientrare a Fiumicino. Il combustibile presente a bordo era in quantità sufficiente ed inoltre le condizioni meteo a Fiumicino erano ottime e l’utilizzo di quest’ultimo aeroporto avrebbe consentito una maggiore disponibilità di piste e mezzi di assistenza sia per i passeggeri che per l’aeromobile stesso.

In avvicinamento a Fiumicino, l’equipaggio provava nuovamente la procedura per l’estensione normale e poi una alternata con esito negativo per entrambe. Il comandante, autorizzato ad atterrare sulla pista 16C, decideva di estendere normalmente il carrello, evitando con la procedura alternata di atterrare con i portelloni del carrello principale in posizione aperta e quindi evitando ulteriori danni e la possibilità di eventuale FOD ai motori (ingestione di detriti e/o pezzi metallici).

Il contatto con la pista avveniva alle ore 07.06 UTC con strisciamento della parte anteriore ventrale della fusoliera (il carrello anteriore non era difatti esteso) e l’aeromobile si fermava con il solo uso dei freni. Considerando il basso peso all’atterraggio ed il forte attrito della parte anteriore della fusoliera con la pista, il comandante non aveva inserito il *thrust reverse* (inversione di spinta dei motori, utilizzata per facilitare la decelerazione durante l’atterraggio) allo scopo di evitare FOD ai motori.

Ad aeromobile fermo, prima dell’uscita dei passeggeri, i Vigili del fuoco cospargevano di schiumogeno la zona di pista adiacente al muso dell’aeromobile per evitare eventuali principi di incendio a causa del calore sviluppatosi per l’attrito con il manto di asfalto della pista e/o per l’eventuale fuoriuscita di liquidi infiammabili dall’aeromobile stesso.

L’evacuazione dei passeggeri avveniva regolarmente utilizzando solo lo scivolo anteriore destro (1R), in quanto quello sinistro (1L), seppure correttamente azionato, non si era gonfiato completamente.

1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE

<i>lesioni</i>	<i>equipaggio</i>	<i>passengeri</i>	<i>altri</i>
mortali	-	-	-
gravi	-	-	-
lievi	-	-	-

1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE

Data la mancata estensione del solo carrello anteriore, l'aeromobile, a seguito dell'impatto con la pista e successivo sfregamento, ha riportato danni ai portelloni NLG e su parte della fusoliera circostante. Successivamente all'ispezione fatta sul luogo dell'evento al sistema di estensione/retrazione del NLG, si riscontrava anche la rottura del braccio superiore del meccanismo di blocco/sblocco del carrello anteriore (NLG *Upper lock link*) a circa metà della sua lunghezza. Ulteriori dettagli in merito a tale circostanza saranno evidenziati nel seguito della presente relazione.

1.4. ALTRI DANNI

Dai rilievi effettuati è risultato che il muso dell'aeromobile ha impattato a circa 500 metri dalla soglia pista e l'arresto completo si è avuto a 1100 metri dalla soglia stessa. Per circa 600 metri, pertanto, la parte anteriore della fusoliera ha toccato la pista senza, però, arrecare particolari danni al manto ed alle luci della pista stessa.

1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE

1.5.1. Equipaggio di volo

1.5.1.1. Comandante

Comandante: maschio, nazionalità italiana, età 54 anni
Titoli aeronautici: licenza pilota civile 3° grado, rilasciata in data 14 maggio 1988, in corso di validità

Abilitazioni:	vari velivoli militari, DC-9 e MD-80 (come pilota responsabile conseguita il 16 giugno 1993)
Controllo medico:	in corso di validità
Ultimo <i>Recurrent Training</i> :	1 marzo 2001
Ultimo <i>Proficiency Check</i> :	3 marzo 2001
Ultimo <i>Line Check</i> :	20-21 marzo 2001

1.5.1.2. Secondo pilota

<i>Secondo pilota</i> :	maschio, nazionalità italiana, età 45 anni
Titoli aeronautici:	licenza pilota commerciale di velivolo, rilasciata in data 3 luglio 1997, in corso di validità
Abilitazioni:	Vm/a SEP, Vp/a Piper MEP, PA-42, MD-80 (in qualità di co-pilota conseguita il 23 marzo 1998)
Controllo medico:	in corso di validità
Ultimo <i>Recurrent Training</i> :	1 febbraio 2001
Ultimo <i>Proficiency Check</i> :	30 marzo 2001
Ultimo <i>Line Check</i> :	8 luglio 2001

1.5.2. Esperienza di volo

1.5.2.1. Comandante

Ore di volo totali:	12690
Ore di volo totali sul tipo su MD-80:	7000 ca.
Ore di volo negli ultimi 90 gg:	114h 15'
Ore di volo negli ultimi 30 gg:	41h 15'
Ore di volo nelle ultime 72 ore:	0h
Ore di volo nelle ultime 24 ore:	0h

1.5.2.2. Secondo pilota

Ore di volo totali:	2007
Ore di volo totali sul tipo su MD-80:	1750
Ore di volo negli ultimi 90 gg:	10h 15' + 4h simulatore
Ore di volo negli ultimi 30 gg:	5h 35'
Ore di volo nelle ultime 72 ore:	5h 35'
Ore di volo nelle ultime 24 ore:	0h

1.5.3. Equipaggio di cabina

I quattro membri di equipaggio di cabina erano tutti addestrati e qualificati in accordo alla normativa in vigore. In particolare, avevano effettuato l'ultimo *Recurrent Training* come specificato di seguito:

Assistente di volo responsabile (CA1):	27 ottobre 2000
Assistente di volo CA2:	9 novembre 2000
Assistente di volo CA3:	2 febbraio 2001
Assistente di volo CA4:	9 luglio 2001

1.5.4. Passeggeri

I 24 passeggeri del volo AZ 1775 sono stati avvisati sin dal primo momento in cui si è manifestato il problema della mancata estensione del NLG e sono stati tenuti costantemente aggiornati dell'evolversi della situazione. Essi hanno abbandonato l'aeromobile ordinatamente, seguendo le indicazioni date loro dal personale di cabina.

1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE

1.6.1. Dati tecnici generali

Peso al decollo:	51039 Kg
Configurazione:	131 passeggeri
Zero Fuel Weight:	40339 Kg (max: 54400 Kg)
Combustibile al decollo:	10700 Kg
Quantità residua combustibile:	5200 Kg
Peso all'atterraggio:	45100 Kg
Ore aeromobile:	24096 (<i>stick</i>)
Cicli aeromobile:	18447
Motori installati:	motore n. 1 P&W JTD8-217A s/n 709768; motore n. 2 P&W JTD8-217C s/n 725666C

1.6.2. Dati tecnico-amministrativi aeromobile

Tipo di aeromobile:	DC-9-82
Numero di costruzione:	49975
Anno di costruzione:	1990
Marche di registrazione:	I-DACR
Certificato di immatricolazione:	n. 8769
Certificato di navigabilità:	n. 12586/a del 22.11.1990; validità dopo ultimo rinnovo fino al 17.8.2003
Specifiche di navigabilità:	n. 12586/b
Esercente:	Alitalia Team, titolare di COA I-003 (JAR OPS1) valido fino al 26.10.2001
Certificato di stazione radio:	valido fino al 11.1.2006
Programma di manutenzione:	programma del costruttore

1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE

Le condizioni meteorologiche al momento dell'incidente erano ottime (assenza di nubi e vento debole - condizioni CAVOK).

1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE

non pertinente (n.p.).

1.9. COMUNICAZIONI

Sulla base delle registrazioni contenute nel *Cockpit Voice Recorder* (CVR, registratore dei suoni in cabina) è risultato che le comunicazioni radio intercorse tra gli enti di controllo del traffico aereo interessati (Roma Radar, Avvicinamento e Torre di controllo di Fiumicino) e l'aeromobile sono state effettuate alcune volte in inglese, altre in italiano.

1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO

L'aeroporto di Roma Fiumicino situato in coordinate geografiche N 41°48'46" E 12° 15' 11" ha un'elevazione di 13 piedi sul livello del mare e dispone di tre piste: due piste parallele, la 16L/34R orientata per 163°/343° e la 16R/34L orientata per 162°/342°; una pista ortogonale

alle due parallele, la 07/25, orientata per 069°/249°. Con AIP *Supplement effective from feb 2000* è stata autorizzata alle operazioni anche la pista 16C/34C, orientata per 163°/343°.

1.11. REGISTRATORI DI VOLO

I registratori di volo installati sull'aeromobile (CVR, DFDR) sono stati resi disponibili all'Agenzia immediatamente dopo l'evento. Il CVR è stato restituito dopo averne registrato il contenuto su cassette di registrazione commerciali; il DFDR è stato riconsegnato integro, avendo potuto rilevare i dati tecnici necessari per la ricostruzione della dinamica dell'evento dal sistema di registrazione dei parametri utilizzato a scopi di manutenzione.

La decodifica e l'analisi dei dati contenuti in essi è stata effettuata dalla società Alitalia, che cura la manutenzione dell'operatore dell'aeromobile (Alitalia Team), sotto la costante supervisione dell'investigatore incaricato dell'Agenzia. I dati sono stati analizzati in funzione della particolarità dell'evento; ulteriori dettagli sono riportati nel prosieguo della presente relazione.

1.12. ESAME DEL RELITTO

Allo scopo di valutare i danni all'aeromobile e consentire di liberare la pista, si è reso necessario sollevare la parte anteriore dell'aeromobile. Ciò è stato possibile grazie all'utilizzo di un'apposita attrezzatura messa a disposizione dalla società di gestione aeroportuale. Con l'intervento inoltre dei tecnici della manutenzione Alitalia è stato possibile estrarre manualmente il carrello anteriore ed ispezionare visivamente il vano del carrello stesso. Si è constatato che il braccio superiore del meccanismo di blocco carrello anteriore (NLG *Upper lock link* P/N 3914464 -503 - S/N RM 537) era rotto a metà della lunghezza ed il braccio libero del meccanismo, per la particolare geometria del sistema, si era incastrato sulla gamba di forza del carrello impedendone fisicamente il movimento e quindi l'estensione. Il pezzo in argomento è stato smontato sul posto e consegnato, su richiesta di quest'ultimo, all'investigatore incaricato per effettuare le opportune indagini frattografiche al fine di determinare le modalità e la causa/e della rottura.

Come già riportato nel paragrafo 1.1 (Storia del volo) lo scivolo anteriore sinistro (1L) non si è gonfiato successivamente al dispiegamento. La mancata corretta apertura dello scivolo è stata oggetto di una indagine separata presso le strutture della ditta costruttrice e le principali risultanze sono riportate nel successivo paragrafo 1.16.1.4.

1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA

Tutti i membri dell'equipaggio erano in buone condizioni fisiche ed avevano effettuato i previsti controlli medici periodici con esito favorevole. Nessuno dei 24 passeggeri ha riportato lesioni di alcun genere e/o riportato eventuali malori sia nel corso che dopo tutte le operazioni.

1.14. INCENDIO

n.p.

1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA

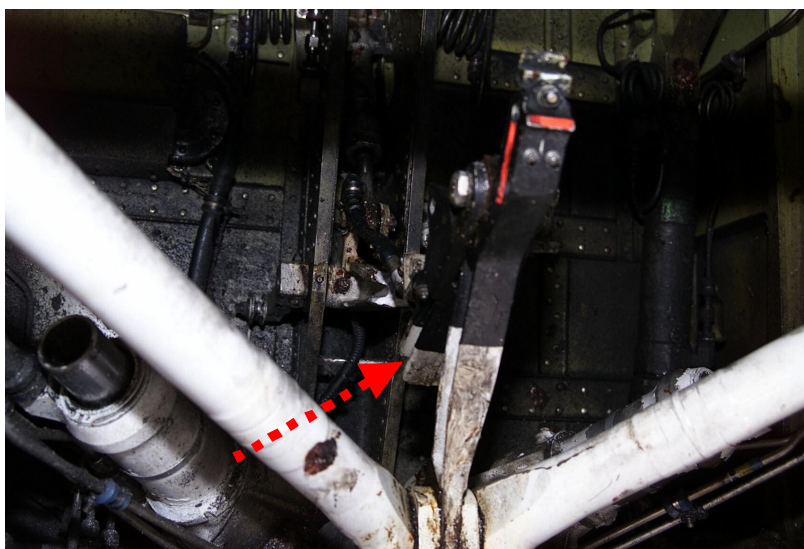
n.p.

1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE

1.16.1. Analisi tecniche

1.16.1.1. Carrello atterraggio anteriore

Già a seguito dei primi accertamenti effettuati sul luogo dell'incidente era stata individuata la causa immediata della mancata estensione del NLG, e cioè la rottura del braccio superiore del meccanismo di blocco del carrello, una cui estremità si era incastrata sulla gamba di



forza del carrello impedendone l'estensione (foto a lato - vista anteriore). Dall'analisi documentale relativa al componente (*maintenance history* – Allegato E) è risultato che il numero di cicli² cui è stato soggetto nella vita in servizio (installato per la prima

² Un ciclo corrisponde ad una completa estensione e retrazione del carrello.

volta il 24 febbraio 1984) era di 31175. Ciò corrisponde a 15325 cicli in meno rispetto al valore di vita sicura di 46500 cicli (*safe life*³), vale a dire circa il 33% in meno. Si è ritenuto pertanto necessario effettuare degli esami di laboratorio per accertare le cause del prematuro cedimento strutturale. In data 13 luglio 2001 l’Agenzia ha inviato il componente rotto presso il Reparto chimico-Gruppo materiali strutturali del Centro sperimentale volo (CSV) dell’Aeronautica militare italiana (Aeroporto Pratica di Mare) per l’effettuazione delle necessarie indagini frattografiche. La relazione CSV n. 173/2001 relativa ai risultati delle indagini effettuate è riportata integralmente in Allegato B.

1.16.1.2. Risultati esami componente NLG *Upper lock link*

Dagli esami effettuati è risultato che la rottura del braccio superiore del carrello anteriore è da imputarsi alla propagazione di una cricca di fatica originatasi in corrispondenza della linea di bava (*flash line* - linea di mezzeria, detta anche “*parting plane*”). La pessima finitura superficiale del particolare in corrispondenza di tale linea, esaltata inoltre dallo sfavorevole orientamento del grano dovuto al processo di forgiatura, è da ritenersi come la principale causa dell’innescò del fenomeno di fatica. La propagazione della cricca è stata favorita quindi dalla cattiva lavorazione in corrispondenza della linea di bava. Nella foto al microscopio elettronico riportata a lato è possibile notare infatti la presenza dei microintagli lungo tale linea di bava che, agendo da concentratori di sforzo, facilitano la formazione di cricche, che per fatica si propagano fino al cedimento completo per valori di carico inferiori al massimo ammissibile.



³ *Safe life*: criterio di progettazione strutturale teso a garantire che i componenti strutturali in esercizio risultino esenti da danni generati dalla fatica. In questo caso il componente non dovrebbe essere soggetto a rottura per fatica nel normale utilizzo prima dei 46500 cicli.



La superficie di rottura è caratterizzata inoltre dalla presenza di una zona con profilo semiellittico con segni di corrosione. Tale zona si estende per una profondità di 5 mm a partire dalla linea di bava da cui si è originata. L'andamento semi-ellittico lascia presupporre che si sia originata a seguito di un fenomeno di fatica, le cui evidenze sono state cancellate da un fenomeno corrosivo occorso successivamente, molto probabilmente dovuto all'azione di agenti aggressivi impiegati nel corso di processi manutentivi od ispettivi quali, ad esempio, liquidi di lavaggio o svernicianti. Tale aspetto sarà

comunque analizzato nel dettaglio nella seconda parte della presente relazione.

1.16.1.3. Valvola selettiva carrello

Successivamente alla rimozione dell'aeromobile dal luogo dell'incidente ed il ricovero in hangar, è stata smontata la valvola selettiva sequenza carrello anteriore allo scopo di effettuare un'indagine al banco. La verifica, effettuata dai tecnici di manutenzione Alitalia con la presenza dell'investigatore incaricato, ha confermato il corretto funzionamento della suddetta valvola.

1.16.1.4. Scivolo anteriore sinistro (1L)

A seguito del mancato gonfiaggio dello scivolo (P/N 100504-105, S/N PU0112) sono state eseguite, da parte dei tecnici Alitalia e del manutentore (Aerosecur), alcune verifiche visive e funzionali utilizzando un *mock up* vano porta MD-80. I risultati sono stati riportati nella relazione tecnica Alitalia n. 2000 del 22 febbraio 2002. Sulla base delle verifiche effettuate, il mancato gonfiaggio è da attribuire ad una non corretta installazione e/o successivo spostamento del manicotto termorestringibile che ricopre una parte dell'aspiratore (tubo Venturi che permette l'afflusso dell'aria ambiente all'interno del gonfiabile). L'indagine effettuata non ha stabilito, però, con certezza i motivi dello spostamento del manicotto sopra indicato. Sin dalla data di costruzione dello scivolo (settembre 1990) l'aspiratore non è mai stato rimosso, in quanto questa operazione è prevista solo se alla prova di tenuta si riscontrano perdite nell'aspiratore. Sulla base delle risultanze sopra indicate, Alitalia non ha ritenuto di dover intraprendere alcuna azione particolare (es. ispezioni a campione su

altri scivoli), in quanto lo stesso costruttore dello scivolo (Goodrich) ha confermato che nessun caso simile si è mai verificato su scivoli dello stesso tipo.

1.16.2. Analisi documentale

È stata analizzata in dettaglio la documentazione relativa alle caratteristiche tecniche e geometriche del componente NLG *Upper lock link* con particolare riferimento a:

- ispezioni periodiche effettuate sul componente P/N 3914464-503 F, S/N RM 537 (in Allegato E è riportata la storia manutentiva – *maintenance history*);
- *Service Bulletin (SB)*, *Airworthiness Directive (AD)* e prescrizioni di aeronavigabilità (PA) aventi in oggetto le ispezioni/verifiche prescritte sul NLG *Upper lock link assembly*, fra cui:
 - Alert SB DC9-32A298 del 19.12.1996; rev 01 del 16.6.1997; rev 02 del 29.10.1997;
 - FAA AD 97-02-10 Amdt. 39-9895 (data di validità 11 febbraio 1997), scaturisce dal predetto SB;
 - PA N. 97-049 del 27.2.1997 (data di entrata in vigore 7 aprile 1997), scaturisce dalla predetta AD della Federal Aviation Administration (FAA – Autorità dell'aviazione civile americana);
 - SB DC9-32-315 dell'11.3.1999; rev 01 del 24.10.2000; rev 02 del 26.3.2001;
 - Alert SB DC9-32A340 del 14.11.2001 (emanato dopo l'incidente in esame, a seguito delle prime risultanze delle indagini sul pezzo rotto).

Le ispezioni/verifiche prescritte dai suddetti documenti sono scaturite a seguito di rotture del componente NLG *Upper lock link* manifestatesi su aeromobili della flotta DC-9 (classe di aeromobile da cui deriva l'MD-80/82) nel corso dell'impiego in servizio. In particolare, esse prevedono (ad eccezione del SB DC9-32A340, che sarà analizzato in seguito) di effettuare sul componente in argomento delle ispezioni con metodi non distruttivi [*High Frequency Eddy Current (HFEC)* e liquidi penetranti] ogni 2500 cicli fino al limite della vita sicura (46500 cicli). È evidente, quindi, che il problema della rottura prematura del NLG *Upper lock link* era già noto al costruttore Boeing ed a tutti gli operatori, anche se le ispezioni previste dai SBs interessavano solo le estremità del componente (si veda l'Allegato F). Pertanto era molto difficile, se non impossibile, determinare nel corso delle ispezioni periodiche prescritte la presenza di eventuali cricche in corrispondenza del corpo centrale (parte compresa tra le due estremità di collegamento con gli altri componenti del carrello anteriore – *parting plane*). In tale zona, infatti, si è riscontrata la rottura del braccio superiore del meccanismo di blocco/sblocco carrello anteriore.

1.16.3. Azioni preventive

1.16.3.1. ANSV

Sulla base dei primi rilievi effettuati e nell'immediatezza dell'evento, in attesa del completamento degli esami di laboratorio per accertare le cause del cedimento strutturale dell'articolazione superiore di blocco del NLG, l'Agenzia ha emanato, in data 17 luglio 2001, un messaggio di allerta all'ENAC (si veda l'Allegato C). Lo scopo di tale messaggio è stato quello di informare tempestivamente l'ENAC affinché valutasse l'opportunità di emanare un avviso di sicurezza agli operatori nazionali di DC-9/MD-80 relativo alla opportunità di effettuare dei controlli sull'articolazione citata.

1.16.3.2. ENAC

Il recepimento da parte dell'ENAC del messaggio di allerta dell'Agenzia si è concretizzato attraverso l'emanazione di una disposizione per l'effettuazione di ispezioni all'articolazione in argomento di tutti gli aeromobili del tipo DC-9/MD-80 operati dalle imprese nazionali di trasporto aereo (Alitalia Team, Eurofly, Meridiana), con precedenza assoluta sulle aste aventi più di 20000 cicli. Le ispezioni non hanno riscontrato anomalie sulle articolazioni blocco NLG, ad eccezione di quella installata su di un aeromobile della Alitalia Team, che è stata prontamente sostituita con una efficiente. È da evidenziare, comunque, che in questo ultimo caso sono stati trovati dei segni di corrosione in corrispondenza di uno dei fori di collegamento dell'asta e non, come nel caso dell'I-DACR, in corrispondenza della zona cosiddetta *parting plane*.

1.16.3.3. Alitalia - Boeing

Immediatamente dopo l'incidente tutta la flotta interessata è stata ispezionata a fronte del bollettino d'iniziativa Alitalia N01-090 del 13 luglio 2001, che di fatto ha anticipato quanto previsto nell'*Alert Service Bulletin Boeing DC9-32A340* del 14 novembre 2001. Quest'ultimo prevede di effettuare la verifica su tutta la superficie dell'articolazione superiore blocco carrello anteriore con prove non distruttive (*Non Destructive Testing*), quali l'*HFEC (High Frequency Eddy Current)*, entro i 2500 cicli ed attiva le ispezioni ripetitive ogni 4000 cicli. Il precedente *Alert Service Bulletin DC9-32A298* prevedeva di effettuare delle verifiche NDT solo in corrispondenza dell'estremità dell'articolazione in argomento (fori di collegamento con altri componenti del carrello anteriore). Il citato SB DC9- 32A340 è stato emesso dalla Boeing sulla base delle prime evidenze, in particolare delle foto al microscopio elettronico del componente rotto. L'analisi Boeing è congruente

con i risultati delle indagini di laboratorio effettuate, in quanto nello stesso SB si ribadisce che la non ottimale lavorazione/finitura superficiale del pezzo in corrispondenza della linea di bava (*forged parting plane* – linea di mezzzeria determinata dal processo di forgiatura del pezzo) può causare una concentrazione di stress ed innescare delle cricche, che per fatica si propagano fino al cedimento completo. Boeing al momento sta revisionando il Manuale di manutenzione dei componenti per introdurre un valore minimo di finitura superficiale quale requisito essenziale per il componente in argomento. In attesa della pubblicazione finale di tale Manuale, nel SB DC9- 32A340 sono definite le azioni da effettuare per modificare i componenti esistenti ed evitare quindi le azioni di verifica ripetitive (ogni 4000 cicli). Le modifiche riguardano essenzialmente il valore della finitura superficiale e la verifica dell'assenza di micro-intagli di lavorazione (*transverse manufacturing machining marks*).

È da evidenziare, inoltre, che già in data 22 giugno 2001 (19 giorni prima dell'evento) la Boeing aveva emesso una *All Operator Letter* (AOL n. 9-2618) con la quale avvertiva gli operatori di MD-80 /DC-9/MD-90 (aeromobili il cui NLG è lo stesso sia in termini progettuali, sia di componenti) che era stata riportata da un operatore di DC-9 una cricca sull'*Upper lock link* P/N 3914464 nella zona della linea di bava (*parting plane*). Boeing, con la citata AOL, raccomandava quindi di ispezionare il pezzo alla prossima ispezione programmata ed assicurarsi di rispettare i valori indicati nella stessa AOL per la finitura superficiale. Per l'articolazione superiore dell'I-DACR l'ispezione si sarebbe dovuta avere dopo circa 2400 cicli (l'ultima ispezione in accordo alla P.A. RAI n. 97/049 che richiama le ispezioni contenute nel SB DC9-32A298 era stata effettuata il 26.6.2001). Il fenomeno della possibilità di cricche in corrispondenza della zona di mezzzeria dell'articolazione in argomento era pertanto già noto alla Boeing prima dell'evento dell'11 luglio 2001, ma ad esso non era stata data abbastanza enfasi, in quanto con la citata AOL si prescriveva di effettuare l'ispezione non immediatamente, ma "*at the next scheduled shop visit for the link, P/N 3914464*", cioè alla prossima ispezione programmata.

1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI

Il tempo intercorso tra l'atterraggio dell'aeromobile sulla pista 16C (ora locale 09.06) ed il momento in cui la pista è stata dichiarata libera ed agibile (ora locale 13.35) è stato di quasi 4 ore e 30 minuti. L'investigatore incaricato dell'Agenzia, espletati i propri accertamenti sul velivolo, ne ha autorizzato la rimozione alle ore 10.35 locali.

Le restanti tre ore di tempo, necessarie alla rimozione dell'aeromobile, sono da ricondurre ad una diversità di vedute in ordine alla citata rimozione tra il personale addetto della società di gestione aeroportuale (ADR) ed il personale tecnico della manutenzione Alitalia. ADR insisteva infatti nel trascinare via il velivolo, mentre Alitalia ha preferito, per non arrecare ulteriori danni alla struttura, prima ripristinare in parte sul posto il carrello anteriore e poi trainare in hangar l'aeromobile.

Da parte della ADR è stato realizzato un video contenente le immagini più salienti delle operazioni effettuate. Da tale video, come confermato da una nota della ADR inviata anche all'ENAC, è possibile rilevare come durante gli interventi diverse persone, non strettamente



legate alle operazioni (vedere foto a lato), si siano avvicinate all'aeromobile con conseguente rischio per le stesse. Al riguardo, va rilevato altresì come non fosse individuabile la funzione del personale presente sul luogo dell'incidente, fatta eccezione per i Vigili del fuoco e per il personale di soccorso (distinguibile per la divisa che indossava), con conseguente situazione di confusione. Ciò ha, molto probabilmente, contribuito a ritardare le operazioni sull'aeromobile e quelle volte a liberare e rendere agibile la pista.

Nel video è inoltre possibile osservare come addirittura una automobile si sia avvicinata con velocità sostenuta all'aeromobile e si sia fermata solo a pochi metri dallo stesso, con conseguente pericolo per le persone presenti e con il rischio di cagionare ulteriori danni.

1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI

n.p.

1.19. TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI

n.p.

CAPITOLO II

ANALISI

2. ANALISI

2.1. CONDOTTA DEL VOLO E GESTIONE DELL'AVARIA

L'equipaggio di volo e di cabina era in possesso delle licenze e delle abilitazioni prescritte dalla normativa in vigore.

Il comandante ed il copilota erano da considerarsi esperti dato l'elevato numero delle ore di volo totali (com.te: 12690/copilota: 2007) e di attività effettuata sul tipo di aeromobile (com.te: circa 7000/copilota: 1750).

La condotta del volo e la gestione dell'avaria sono state effettuate con professionalità e nel rispetto delle procedure previste. La particolare situazione venutasi a creare, nonostante vi fossero a bordo indicazioni contraddittorie circa l'effettiva posizione del carrello anteriore⁴, è sempre stata sotto controllo da parte dell'equipaggio. Non vi erano in cabina altre indicazioni che potessero far pensare che si trattasse di una avaria idraulica al carrello e che pertanto fosse necessario atterrare quanto prima. La decisione del comandante di rientrare a Fiumicino, dopo aver avuto la conferma da parte della Torre di controllo di Palermo della non estensione del carrello anteriore, è stata in linea con le procedure operative riportate nell'Operations Manual dell'operatore (Alitalia Team). In esso, infatti, è riportato che per situazioni anormali e di emergenza sotto controllo, il comandante può considerare l'atterraggio su un aeroporto idoneo diverso dal più vicino (in questo caso lo stesso Palermo). Per la scelta della nuova destinazione possono essere presi in considerazione, oltre ovviamente alla disponibilità di combustibile e alle condizioni meteorologiche, fattori quali: disponibilità e tipo di assistenza medica, necessità di assistenza e di riprotezione dei passeggeri, assistenza tecnica e disponibilità di mezzi di soccorso adeguati. Nel caso in esame, l'aeroporto di Fiumicino risultava più idoneo in base ai fattori sopraindicati rispetto a Palermo e ad altri aeroporti più vicini rispetto allo stesso Fiumicino.

⁴ Spia "NOSE" sull'*Upper Instrument Panel* accesa di colore rosso, che segnalava una posizione del carrello anomala, e indicatore meccanico della posizione di ruotino – *Nose Gear Down Lock Indicator* – in posizione estesa per circa 6 mm, che segnalava invece una posizione del NLG esteso e bloccato.

Si ritiene inoltre che la decisione di non utilizzare gli inversori di spinta (*thrust-reverse*) durante la fase di decelerazione, per evitare che eventuali detriti dovuti al contatto dell'aeromobile con la pista potessero facilmente generare FOD ai motori, sia stata opportuna, sebbene tale decisione sia stata comunicata al copilota soltanto 50 secondi prima del contatto e non durante il briefing pre-atterraggio (informazioni desunte dalle registrazioni del *Cockpit Voice Recorder*).

Sulla base delle registrazioni contenute nel CVR è risultato che le comunicazioni radio intercorse tra gli enti di controllo del traffico aereo interessati (Roma Radar, Avvicinamento e Torre di controllo di Fiumicino) e l'I-DACR siano state effettuate alcune volte in inglese, altre in italiano. Dal momento che la situazione non presentava particolari problematiche, quali ad esempio la necessità di atterrare prima possibile, problemi di navigazione e/o incapacità parziale dell'equipaggio, non si comprendono le ragioni per le quali vi sia stata la necessità di effettuare gran parte delle comunicazioni radio in italiano e non in inglese, come previsto dalla normativa ICAO. Si evidenzia che eventuali eccezioni possono essere ammesse qualora i contesti operativi siano esclusivamente nazionali (in presenza cioè di altro traffico composto solo da operatori e vettori nazionali e non comunque in zone terminali di aeroporti intercontinentali) e/o la lingua nazionale faciliti la gestione di situazioni di emergenza. Nel caso in esame non ricorreva alcuna delle sopra indicate situazioni.

2.2. ROTTURA NLG UPPER LOCK LINK - AZIONI MANUTENTIVE/ISPETTIVE

2.2.1. Rottura NLG *Upper lock link*

Sulla base dei risultati acquisiti si è stabilito che la rottura del braccio superiore di blocco del carrello di atterraggio anteriore è avvenuta a seguito della propagazione di un fenomeno di fatica, che è stato favorito da una cattiva lavorazione in corrispondenza della linea dorsale di bava (*parting plane*). La causa immediata della mancata estensione del carrello anteriore è stata pertanto identificata nella rottura di tale braccio, che ha determinato una libera oscillazione del braccio inferiore, il quale si è incastrato sulla gamba di forza del carrello impedendone fisicamente il movimento. I rilievi al microscopio elettronico hanno permesso di evidenziare una progressione di fatica che parte dalla citata linea dorsale di bava, la quale risulta grossolanamente lavorata e presenta una finitura superficiale non ottimale con la presenza di micro-intagli. Questi ultimi, agendo da concentratori di sforzo, rappresentano

invito alla formazione di cricche e pertanto riducono la vita a fatica del componente. Inoltre, danneggiano il supporto dello strato di vernice protettiva, inducendo anche inizio di corrosione.

2.2.2. Azioni manutentive/ispettive

Dall'esame dei dati di manutenzione relativi all'NLG *Upper lock link* P/N 3914464-503 S/N RM 537 risulta, alla data dell'evento, che quest'ultimo avesse totalizzato 31175 cicli, vale a dire 15325 cicli in meno rispetto al limite di vita sicura di 46500 (circa il 33% in meno). L'ultima revisione generale con rilascio in efficienza ed installazione su un altro aeromobile (I-DAWE) era stata effettuata il 16.4.1999 con *Total Flight Cycle* (TFC - cicli totali) pari a 27049. Il 10.1.2001, il componente in questione era stato rimosso dal citato aeromobile con 3240 cicli effettuati ed installato sull'I-DACR, dopo aver effettuato in data 12.1.2001 un'ispezione (Bollettino di Modifica – BdM N99-251 – applica il SB DC9-32-315) riguardante solo la verifica/identificazione del tipo di materiale e del relativo processo di produzione (forgiatura – *die forged*). L'ultima ispezione era stata effettuata il 26.6.2001 secondo le modalità previste dalla P.A. RAI n. 97/049, che richiama le ispezioni contenute nel SB DC9-32A298. Tale ispezione prevedeva la verifica del materiale e del relativo processo di produzione (*die forged*) e l'effettuazione dei controlli non distruttivi con il metodo delle *Eddy Current* ad alta frequenza (HFEC) solo in corrispondenza dell'estremità del componente (si veda la figura in Allegato F). Pertanto era molto difficile, se non impossibile, determinare la presenza di eventuali cricche in corrispondenza del corpo centrale (parte compresa tra le due estremità di collegamento con gli altri componenti del carrello anteriore). In tale zona, lungo la linea dorsale di bava, si è appunto originata la cricca che ha determinato la rottura del braccio superiore del meccanismo di blocco/sblocco carrello anteriore.

Alcune delle operazioni effettuate nel corso della citata revisione generale prevedevano:

- pulizia, sverniciatura in accordo alla procedura standard V-55 del 24.4.1995;
- ispezione con liquidi penetranti (procedura standard P-16 del 23.10.1998);
- ripristino protezione superficiale (procedura standard V-8 "Rivestimenti chimici protettivi per alluminio" del 19.4.1971).

In particolare, l'ultima procedura, la V-8, specifica i materiali, la preparazione delle soluzioni e le procedure per l'applicazione sulle leghe di alluminio di un rivestimento chimico per la corrosione.

Dai risultati degli esami di laboratorio effettuati si è riscontrato che tra zona di propagazione più esterna della fatica rispetto a quella più interna vi era una brusca e netta variazione del grado di corrosione. Ciò indica che durante la vita del particolare (dopo che la crinatura di fatica si era estesa per circa 5 mm) si è verificato un evento che ha modificato la morfologia della superficie di frattura. Le possibili cause possono essere le seguenti:

- il particolare ha subito un fermo prolungato durante il quale ha potuto agire solo la corrosione;
- introduzione nella cricca di agenti aggressivi impiegati normalmente nel corso di processi manutentivi, quali ad esempio liquidi di lavaggio, sverniciatori, ecc.

Dall'esame dei dati riferiti alla storia manutentiva del componente in esame (Allegato E) si ha che:

- il particolare NLG *Upper lock link* P/N 3914464-503 S/N RM 537 ha subito un fermo nel periodo 30.11.1990–15.5.1991 (quasi sei mesi);
- dall'ultima revisione generale (periodo marzo–aprile 1999), in cui il componente è stato sverniciato, ispezionato con liquidi penetranti e riverniciato, esso ha totalizzato 4126 cicli (3240 sull'I-DAWE e 886 sull'I-DACR).

Dalle analisi effettuate non è stato possibile determinare con certezza il periodo temporale durante il quale la cricca si è originata. Non si è in grado quindi di stabilire con ragionevole certezza se il componente (braccio superiore del meccanismo di blocco/sblocco del NLG) presentava già prima della revisione generale, e prima quindi dell'installazione sull'I-DACR, una cricca in corrispondenza della linea di bava (indicata nella relazione CSV n. 173/2001- Allegato B - come Zona A della superficie di rottura). La cricca, propagandosi a seguito dell'utilizzo in servizio del componente, ha determinato la rottura per fatica dello stesso.

2.2.3. Considerazioni finali

Alla luce di quanto sin qui rappresentato, scaturiscono le seguenti considerazioni in merito alla formazione ed individuazione della cricca sul componente in argomento.

- Se si ipotizza che la cricca fosse in parte già presente prima della revisione generale (effettuata nel periodo marzo-aprile 1999), allora si può ragionevolmente ritenere che attraverso l'ispezione effettuata con i liquidi penetranti (procedura standard P-16) i tecnici di manutenzione Alitalia non siano stati in grado di rilevarla.

- Se si ipotizza, invece, che la cricca si sia originata dopo la revisione generale, considerando che parte della superficie di rottura del componente presentava segni di corrosione, è ragionevole supporre che la procedura V-8 “Rivestimenti chimici protettivi per alluminio” non sia stata conformemente applicata, oppure non è da considerarsi adeguata e andrebbe pertanto rivista, anche in considerazione del fatto che risale ad oltre 30 anni fa (1971).

In sostanza, considerando che dalla revisione generale il componente ha totalizzato 4126 cicli, quasi cioè il 10% della vita sicura (46500 cicli), si è ritenuto abbastanza improbabile che la cricca si sia originata e abbia progredito fino alla rottura del pezzo in così pochi cicli. È verosimile quindi che la cricca fosse già presente prima della revisione generale e non sia stata rilevata durante l’ispezione con i liquidi penetranti.

2.3. MANCATO GONFIAGGIO SCIVOLO ANTERIORE SINISTRO

Lo scivolo anteriore sinistro, nonostante sia stato azionato correttamente dall’assistente di volo preposto, come dichiarato dal responsabile di cabina, non si è gonfiato successivamente al dispiegamento. Pur non risultando determinante nell’evento in esame per la sopravvivenza degli occupanti a causa dell’assenza di fuoco e del ridotto numero degli stessi, che hanno potuto tranquillamente abbandonare l’aeromobile attraverso il solo scivolo anteriore destro, tale circostanza poteva, in una situazione diversa, costituire grave pericolo per l’incolumità degli occupanti. Le indagini eseguite non hanno stabilito con certezza la causa che ha determinato tale evento e lo stesso costruttore dello scivolo ha dichiarato che nessun caso simile si era mai verificato su scivoli dello stesso tipo.

2.4. FASE DI EVACUAZIONE

Nel Manuale operativo della compagnia *O.M. General Basic* - parte 8.9 “*Operating Procedures – Abnormal and Emergency Procedures*” è riportato che la procedura per l’evacuazione rapida (procedura intesa a far abbandonare l’aeromobile dai suoi occupanti nel più breve tempo possibile a causa di un imminente pericolo di vita) presenta un elevato grado di rischio per l’incolumità degli occupanti stessi e deve essere adottata solo quando il non farlo esporrebbe a rischi ancora maggiori.

Nell’*Operations Manual (O.M.)* dell’MD-80 Vol. 2 para 04-21-12 è riportata in dettaglio la

procedura di “*Passenger Evacuation*”, nella quale si ribadisce che l’evacuazione deve essere effettuata quando vi siano delle condizioni potenzialmente pericolose per l’incolumità degli occupanti.

Sempre nello stesso *O.M. General Basic* nella parte 8.9 - Comportamento dell’equipaggio in condizioni anormali o di emergenza (“*Crew behaviour in abnormal or emergency conditions*”) è riportato che eventuali deviazioni dalle procedure ufficiali di emergenza dovranno trovare giustificazione nella necessità di adattamento a circostanze specifiche decisa dal comandante per realizzare il massimo livello di sicurezza.

Quanto sopra serve per capire al meglio le azioni effettuate dal comandante e dai membri dell’equipaggio dopo l’arresto dell’aeromobile in pista.

Come si desume dalle dichiarazioni del comandante e dell’assistente di volo responsabile (CA1), non è stata ordinata la procedura di evacuazione dei passeggeri dopo l’arresto dell’aeromobile. Non vi erano infatti condizioni potenzialmente pericolose per gli occupanti (es. incendio, gravi danni alla struttura dell’aeromobile tali da compromettere la sicurezza delle operazioni). Subito dopo l’arresto dell’aeromobile sono intervenuti i Vigili del fuoco che hanno cosparso di schiumogeno la parte di pista adiacente il muso per evitare eventuali principi di incendio a causa dell’attrito con la pista e/o fuoriuscita di eventuali liquidi dall’aeromobile stesso. Dopo tali operazioni il comandante comunicava a voce (non utilizzando cioè il *Public Address – PA*) all’assistente di volo responsabile (CA1) di aprire tutte le quattro porte disponibili (*main cabin doors, galley door e tailcone emergency exit*) per far uscire i passeggeri.

La assistente di volo CA4 ha avuto difficoltà nell’aprire la porta 1L, come dichiarato dal CA1, ed è stata prontamente aiutata dal CA1 e dal comandante stesso. Lo scivolo, sebbene dispiegato normalmente, non si è gonfiato e pertanto non è stato possibile utilizzare tale porta per l’uscita dei passeggeri. Questi sono tutti usciti dalla 1R, assistiti all’esterno dai Vigili del fuoco. Né l’uscita posteriore sinistra (*galley door*), né quella in coda (*tailcone emergency exit*), seppur aperte con gli scivoli gonfiati, sono state utilizzate per l’uscita degli occupanti dell’aeromobile. L’aver utilizzato solo la 1R per l’uscita dei passeggeri, tra l’altro la più vicina al muso – parte più danneggiata della cellula - conferma il fatto che non vi erano condizioni potenzialmente pericolose per l’incolumità degli stessi.

2.4.1. Considerazioni

La decisione di far aprire tutte le porte dell'aeromobile con gli scivoli predisposti per l'apertura (armati), alla luce delle condizioni non pericolose per gli occupanti e considerato anche l'esiguo numero degli stessi (24 passeggeri e 6 membri equipaggio), sembrerebbe essere stata alquanto cautelativa rispetto alle condizioni, sicure e sotto controllo, venutesi a determinare dopo l'atterraggio. La necessità di far aprire tutte le porte per l'evacuazione dei passeggeri parrebbe essere in contraddizione con la decisione di non applicare la procedura di evacuazione.

Alla luce di quanto sopra esposto, il comportamento molto cautelativo adottato dall'equipaggio potrebbe essere ricondotto ad un malinteso tra l'ordine impartito dal comandante e quanto recepito dal CA1. Tale ipotesi sembrerebbe trovare riscontro nella dichiarazione di quest'ultimo che riferisce quanto segue: *“mi diceva [il comandante] di far aprire tutte le porte (così ho capito) non appena i pompieri ...”*, e non fa specifico riferimento al fatto se gli assistenti di volo avessero dovuto disarmare gli scivoli prima dell'apertura delle porte.

CAPITOLO III

CONCLUSIONI

3. CONCLUSIONI

3.1. EVIDENZE

L'aeromobile era efficiente ed era stato sottoposto ai previsti controlli periodici.

I certificati di immatricolazione e di aeronavigabilità dell'aeromobile erano in corso di validità.

Le condizioni meteorologiche erano ottime e non presentavano particolari elementi di criticità.

L'equipaggio di volo e quello di cabina erano in possesso della licenza e delle abilitazioni prescritte dalla normativa in vigore. Il comandante ed il copilota erano da considerarsi esperti dato l'elevato numero delle ore di volo totali e di attività effettuata sul tipo di aeromobile.

La condotta del volo e la gestione dell'avaria sono state effettuate con professionalità e nel rispetto delle procedure previste. La particolare situazione venutasi a creare, nonostante vi fossero a bordo indicazioni contraddittorie circa l'effettiva posizione del carrello anteriore, è sempre stata sotto controllo da parte dell'equipaggio.

La causa immediata della mancata estensione del carrello anteriore è stata identificata nella rottura del braccio superiore del meccanismo di blocco/sblocco del carrello (*Nose Landing Gear Upper Lock link P/N 3914464-503 F, S/N RM 537*), che ha determinato una libera oscillazione del braccio inferiore, il quale si è incastrato sulla gamba di forza del carrello impedendone fisicamente il movimento. Le analisi frattografiche effettuate hanno permesso di evidenziare una progressione di fatica che parte dalla citata linea dorsale di bava, la quale presenta una finitura superficiale non ottimale con la presenza di micro-intagli. Quest'ultimi, agendo da concentratori di stress, rappresentano invito alla formazione di cricche e pertanto riducono la vita a fatica del componente. Inoltre, danneggiano il supporto dello strato di vernice protettiva inducendo anche inizio di corrosione.

Il componente rotto è classificato come *Safe Life* a 46500 cicli, ma si è spezzato dopo una vita operativa di soli 31175 cicli, vale a dire circa il 33% in meno.

Dalla *maintenance history* è risultato che dalla data della revisione generale il componente aveva totalizzato 4126 cicli, quasi il 10% della vita sicura (46500 cicli). Dai fatti accertati sembrerebbe abbastanza improbabile che la cricca si sia originata e sia progredita fino alla rottura del pezzo in così pochi cicli. È verosimile quindi che la cricca fosse già presente prima della revisione generale e non sia stata rilevata durante l'ispezione ai liquidi penetranti (procedura standard P-16).

Lo scivolo anteriore sinistro, nonostante sia stato azionato correttamente dall'assistente di volo preposto, non si è gonfiato successivamente al dispiegamento. Le indagini eseguite non hanno stabilito con certezza la causa che ha determinato tale evento e lo stesso costruttore dello scivolo ha dichiarato che nessun caso simile si era mai verificato su scivoli dello stesso tipo.

La decisione di far aprire tutte le porte dell'aeromobile con gli scivoli predisposti per l'apertura (armati), alla luce delle condizioni giudicate non pericolose per gli occupanti e considerato anche l'esiguo numero degli stessi (24 passeggeri e 6 membri equipaggio), sembrerebbe essere stata alquanto cautelativa rispetto alle condizioni, sicure e sotto controllo, venutesi a determinare dopo l'atterraggio.

Durante gli interventi al suolo dopo l'atterraggio diverse persone, non strettamente legate alle operazioni, si sono avvicinate all'aeromobile con conseguente rischio per le stesse. Non era individuabile la funzione del personale presente sul luogo dell'incidente, fatta eccezione per i Vigili del fuoco e per il personale di soccorso (distinguibile per la divisa che indossava), con conseguente situazione di confusione. Ciò ha, molto probabilmente, contribuito a ritardare le operazioni sull'aeromobile e quelle volte a liberare e rendere agibile la pista.

Le comunicazioni radio intercorse tra gli enti di controllo del traffico aereo interessati (Roma Radar, Avvicinamento e Torre di controllo di Fiumicino) e l'aeromobile sono state effettuate alcune volte in inglese, altre in italiano.

3.2. CAUSA INCIDENTE - FATTORI CAUSALI

3.2.1. Causa incidente

Alla luce di quanto evidenziato si ritiene di poter identificare la causa dell'incidente nella rottura del braccio superiore del meccanismo di blocco/sblocco del carrello di atterraggio anteriore, avvenuta a seguito della propagazione di un fenomeno di fatica che è stata favorita da una cattiva lavorazione in corrispondenza della linea dorsale di bava (*parting plane*). La rottura di tale braccio ha determinato una libera oscillazione del braccio inferiore, il quale si è incastrato sulla gamba di forza del carrello impedendone fisicamente il movimento – FATTORE TECNICO .

3.2.2. Fattori causali

Dall'analisi delle evidenze disponibili si ritiene di poter identificare i seguenti fattori che hanno contribuito al verificarsi dell'incidente in argomento:

- mancata rilevazione della cricca in corrispondenza della linea di bava del componente in argomento durante l'ispezione ai liquidi penetranti (procedura standard P-16), effettuata nel corso della revisione generale del componente stesso;
- finitura superficiale non ottimale del componente con la presenza di micro-intagli (concentratori di sforzi ed invito alla formazione di cricche, con conseguente riduzione della vita a fatica del componente; danneggiano inoltre il supporto dello strato di vernice protettiva inducendo anche inizio di corrosione).

CAPITOLO IV

RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA

4. RACCOMANDAZIONI

4.1. RACCOMANDAZIONE ANSV-32/80-1/A/02

Oggetto: ispezioni/procedure effettuate nel corso della revisione generale del NLG *Upper Lock Link* P/N 3914464 -503.

Destinatario: Ente nazionale per l'aviazione civile

Testo: con riferimento alle evidenze raccolte nel corso dell'inchiesta, si raccomanda di rivedere in termini di efficacia e applicabilità le procedure utilizzate nel corso della revisione generale (specie la V-8 e la P-16) del componente NLG P/N 3914464 -503 e nel contempo assicurare un migliore controllo sulla qualità dei processi ispettivi/manutentivi.

4.2. RACCOMANDAZIONE ANSV-33/80-2/A/02

Oggetto: falsa indicazione di ruotino esteso e bloccato del NLG *Down Lock Indicator*.

Destinatario: Ente nazionale per l'aviazione civile

Testo: con riferimento alle evidenze raccolte nel corso dell'inchiesta, si raccomanda di rivedere le informazioni contenute nell'O.M. dell'MD-80 relativamente alla procedura "*Main and Nose Gear Visual Down Lock System*". Per la parte relativa al NLG è riportato infatti che se compare l'indicatore meccanico nell'*AFT Pedestal* è segno che il NLG è esteso e bloccato. Nel caso in esame, nonostante l'indicatore meccanico fosse esteso, il carrello anteriore non era esteso e bloccato.

4.3. RACCOMANDAZIONE ANSV-34/80-3/A/02

Oggetto: ispezioni previste dall'Alert SB DC9-32A340 e controlli su altri componenti del carrello principale e anteriore.

Destinatario: Ente nazionale per l'aviazione civile

Testo: considerare la possibilità di emettere una prescrizione di aeronavigabilità che oltre a prevedere i controlli/le verifiche contemplati nell'Alert SB DC9-32A340, specifici di effettuare lo stesso tipo di ispezioni anche su altri componenti del carrello di atterraggio che sono soggetti a carichi dinamici e per i quali le specifiche di progetto/costruzione non prevedano valori minimi della finitura superficiale.

4.4. RACCOMANDAZIONE ANSV-35/80-4/A/02

Oggetto: mancato gonfiaggio scivolo anteriore sinistro (1L). Le indagini effettuate non hanno stabilito con certezza i motivi dello spostamento di un manicotto interno allo scivolo che ha determinato l'evento. Il mancato gonfiaggio, pur non risultando determinante per la sopravvivenza degli occupanti, poteva, in circostanze diverse, costituire grave pericolo per l'incolumità degli stessi.

Destinatario: Ente nazionale per l'aviazione civile

Testo: verificare, su base statistica sufficientemente rappresentativa, che gli scivoli dello stesso tipo montati sugli aeromobili della flotta DC-9/MD-80 degli operatori nazionali non possano potenzialmente presentare gli stessi problemi riscontrati nell'evento in argomento.

4.5. RACCOMANDAZIONE ANSV-36/80-5/A/02

Oggetto: coordinamento personale aeroportuale autorizzato ad effettuare interventi in pista su aeromobili coinvolti in incidenti/inconvenienti.

Destinatario: Ente nazionale per l'aviazione civile

Testo: con riferimento alle evidenze raccolte nel corso dell'inchiesta, si raccomanda di rivedere le procedure di intervento nei casi di emergenza, al fine di ottimizzare l'impiego del personale aeroportuale (società di gestione, vettore, ecc.) autorizzato ad intervenire, assegnando specifiche funzioni e responsabilità ad ognuno di essi.

4.6. RACCOMANDAZIONE ANSV-37/80-6/A/02

Oggetto: uso della lingua inglese nelle comunicazioni radio T/B/T.

Destinatari: Ente nazionale per l'aviazione civile, Ente nazionale di assistenza al volo

Testo: si reitera la raccomandazione ANSV-17/113-1/A/02, con medesimo oggetto e stessi destinatari.

ELENCO ALLEGATI

ALLEGATO A: documentazione fotografica

ALLEGATO B: relazione indagini frattografiche CSV n. 173/2001

ALLEGATO C: messaggio di allerta ANSV

ALLEGATO D: relazioni del comandante e dell'assistente di volo responsabile (CA1)

ALLEGATO E: storia manutentiva – *maintenance history* – NLG *Upper lock link*
P/N 3914464-503 S/N RM 537

ALLEGATO F: estratti Alert Service Bulletins DC-9 - 32A298 R02 e DC9-32A340
- Operation Manual MD-80 parte *Landing gear*

Gli allegati sopra elencati sono una copia conforme dei documenti originali in possesso dell'Agenzia nazionale per la sicurezza del volo. Nei documenti riprodotti in allegato è stato salvaguardato l'anonimato delle persone coinvolte nell'evento, in ossequio alle disposizioni del decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66.

DOCUMENTAZIONE FOTOGRAFICA

Foto 1



Aeromobile fermo in pista durante l'intervento dei VVF
Notare lo scivolo anteriore sinistro non gonfiato

Foto 2



A/M fermo in pista dopo l'uscita dei passeggeri e prima delle operazioni di sollevamento

Foto 3



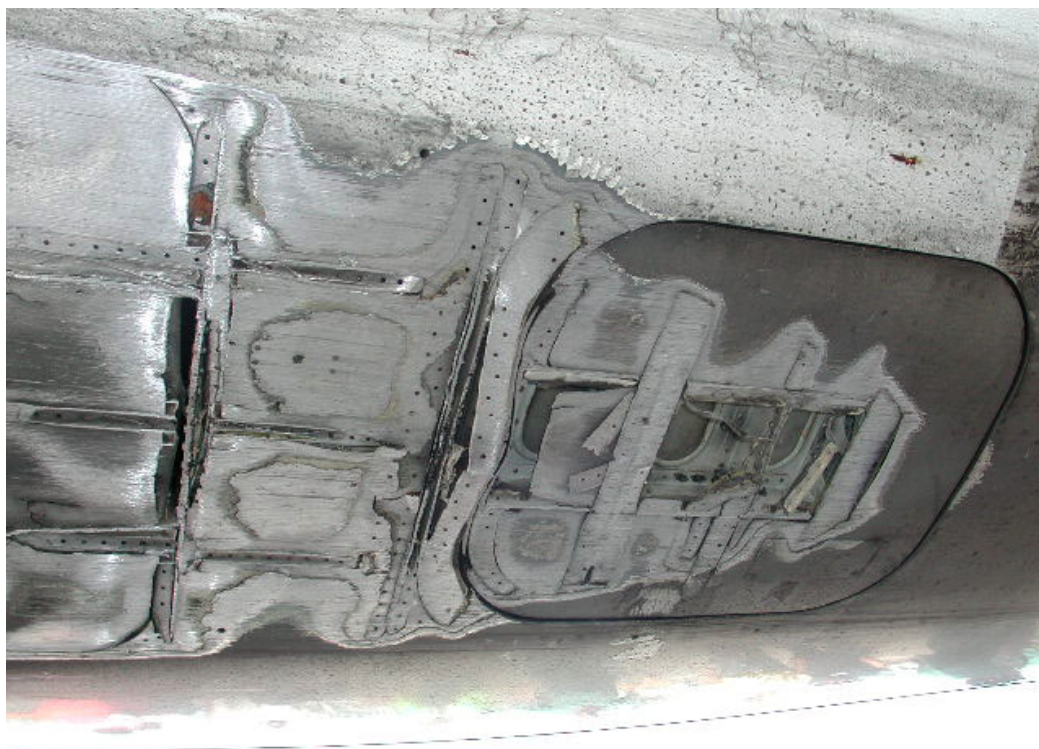
Notare il personale a ridosso dell'aeromobile

Foto 4



Vista posteriore. Notare lo scivolo del cono di coda in posizione estesa

Foto 5



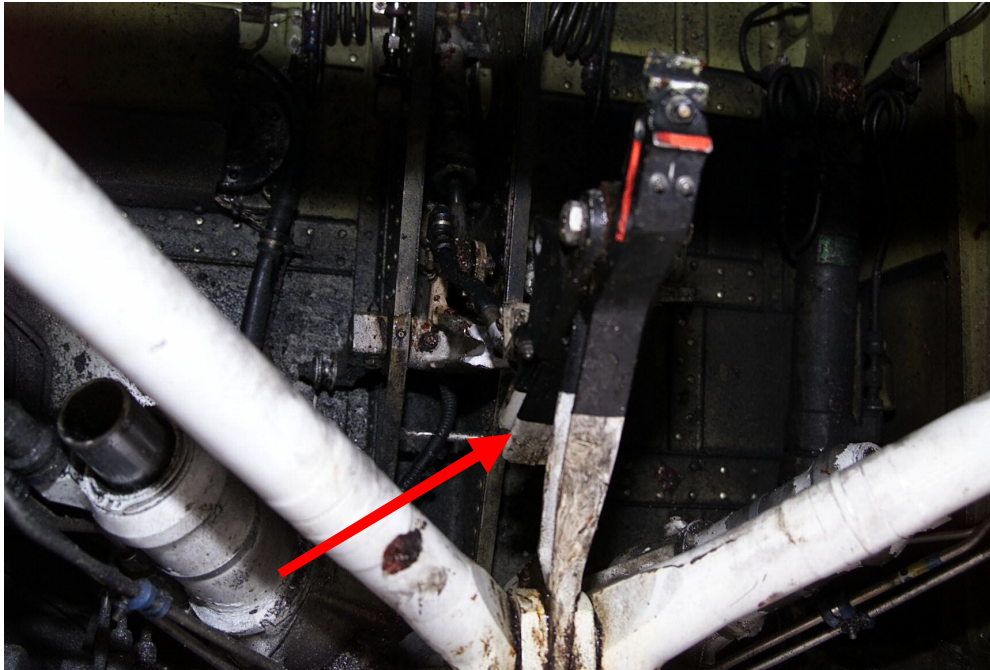
Danni parte anteriore fusoliera

Foto 6



Segni di impatto dell'aeromobile con la pista

Foto 7



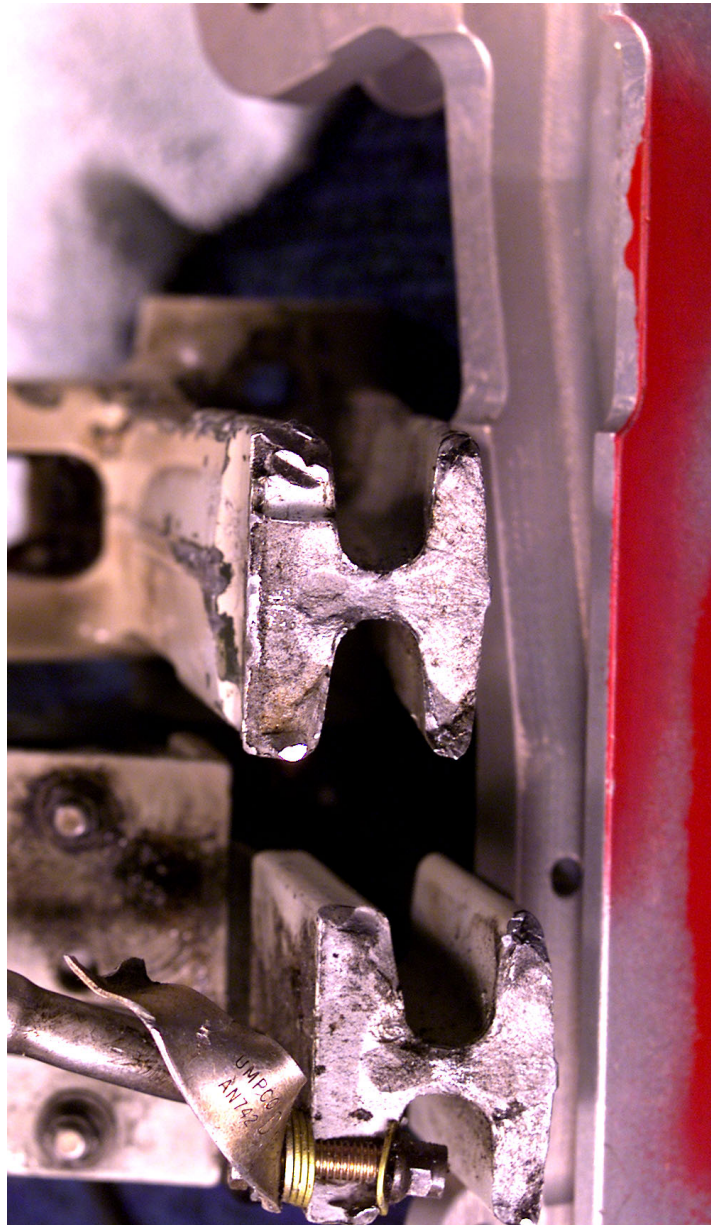
Interno vano carrello anteriore. La freccia indica la parte dell'NLG *Upper lock link* rotta

Foto 8



Parte del componente rotto smontato dall'aeromobile ancora in pista

Foto 9



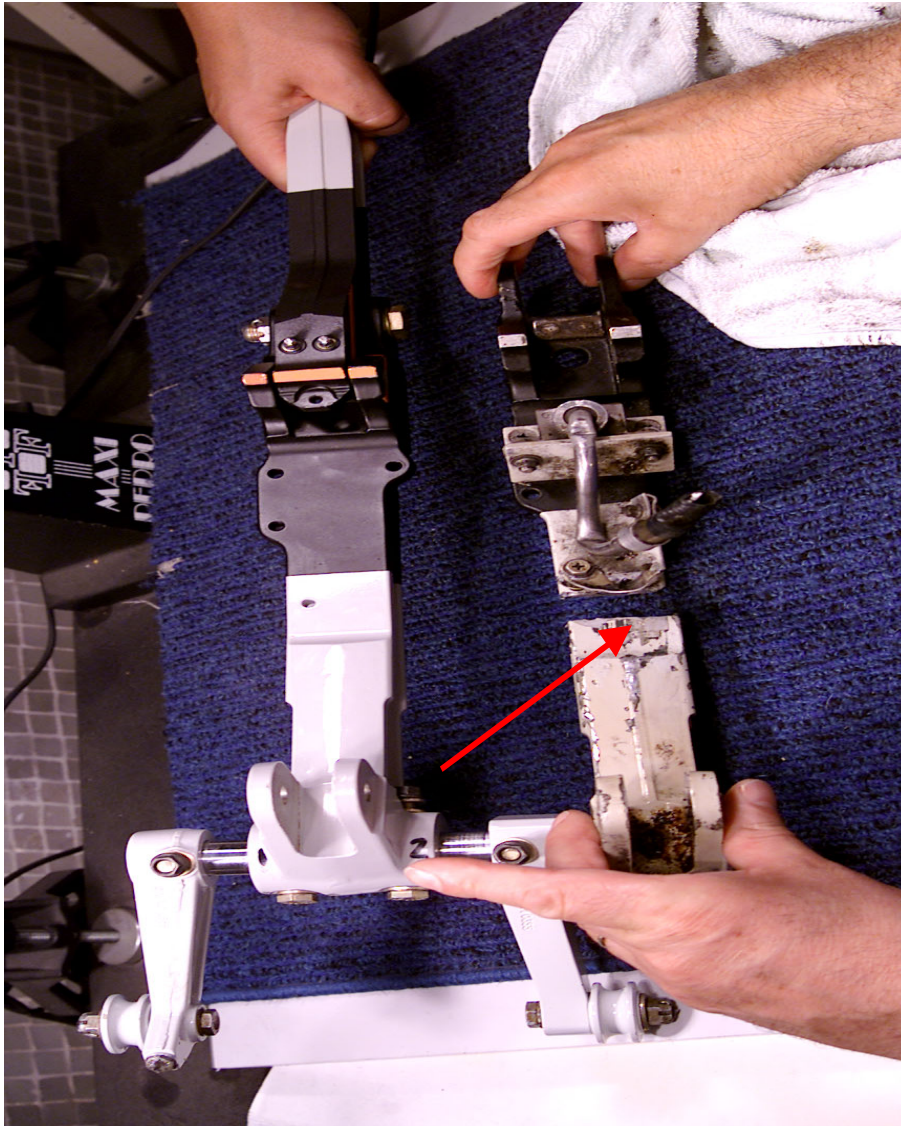
Particolare sezione rottura delle due estremità
dell'NLG *Upper lock link*

Foto 10



Confronto NLG *Upper lock link*. A sinistra vi è una nuova, a destra quella rotta rimossa dall'aeromobile

Foto 11



NLG *Upper lock link*. La freccia indica la linea di bava, da dove si sarebbe originata la cricca che ha determinato la rottura per fatica del componente

Foto 12



Meccanismo completo di blocco/sblocco carrello anteriore:
NLG Lower and Upper lock link

RELAZIONE INDAGINI FRATTOGRAFICHE CSV N. 173/2001

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali

Relazione n° 173/2001

Oggetto: Braccio Superiore Carrello Anteriore. Velivolo Marche I – DACR MD 80 AZ

1. Premessa

In data 13 luglio 2001 è pervenuto rotto il particolare in oggetto inviato dall'Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo.

In base alla sua maintenance history il braccio, installato per la prima volta nel 1984, al momento della rottura risulta aver totalizzato 31175 Cicli di Volo di cui 886 dall'ultima ispezione effettuata il 12 gennaio 2001; figura 1.

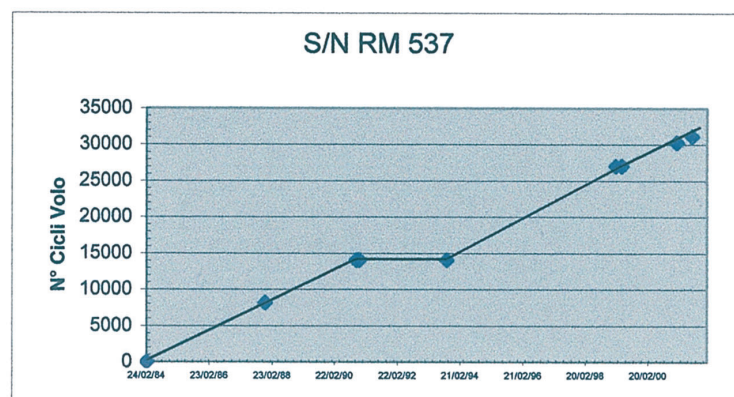


Figura 1

Allo scopo di individuare la natura e le cause della rottura il particolare è stato sottoposto alle indagini di seguito riportate.

2. Esami Visivi

Il braccio, formato da un forgiato con sezione del corpo centrale ad H, costituisce il meccanismo di blocco/sblocco dell'assieme gamba carrello anteriore, particolare rosso in figura 2.

Sullo stesso si possono osservare:

- Una rottura che lo interessa trasversalmente a circa metà della sua lunghezza; figura 3;
- evidenti segni di riverniciatura grossolana sulla superficie esterna; figura 4 freccia A;
- una marcata linea di bava con evidenze di rudimentali lavorazioni meccaniche; figura 4 freccia B e particolare in figura 5;
- Sulla superficie di rottura si osservano tre zone a caratteri distinti, aree indicate con A, B, e C in figura 6.

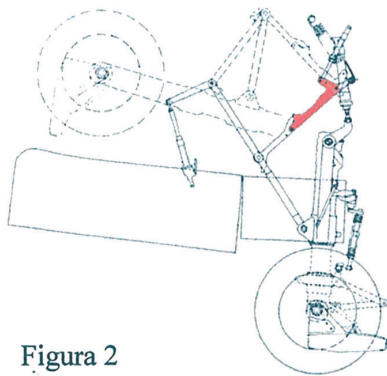


Figura 2

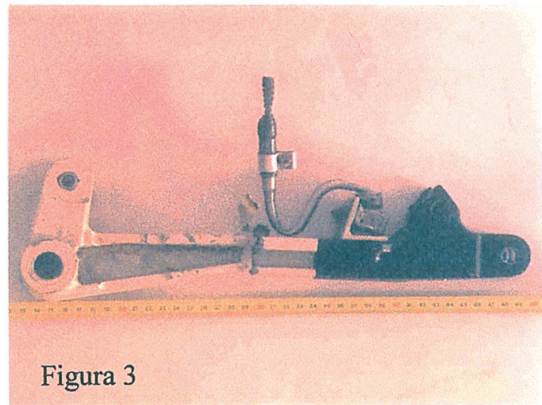


Figura 3

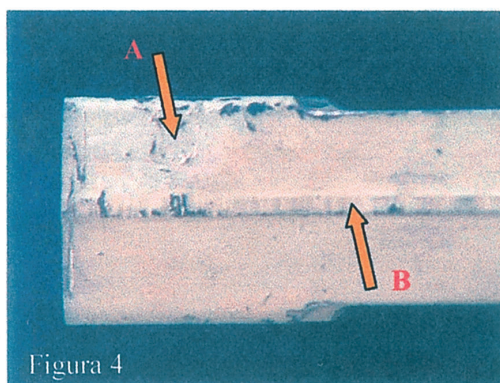


Figura 4

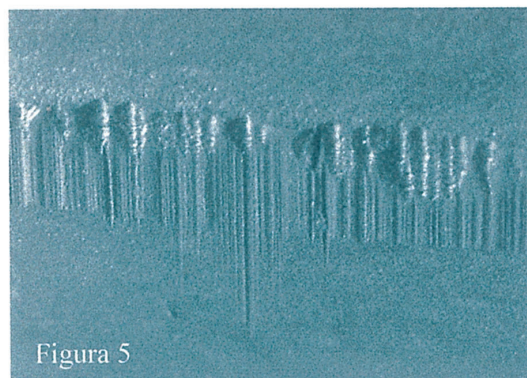


Figura 5

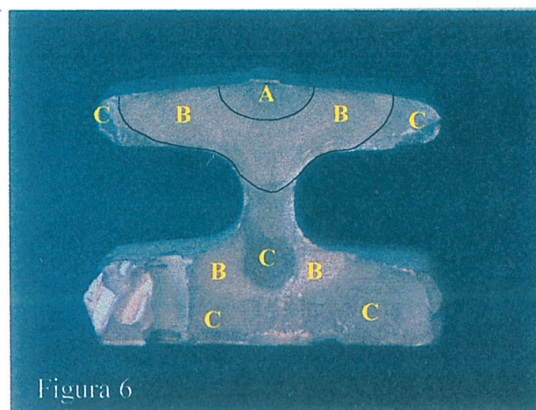


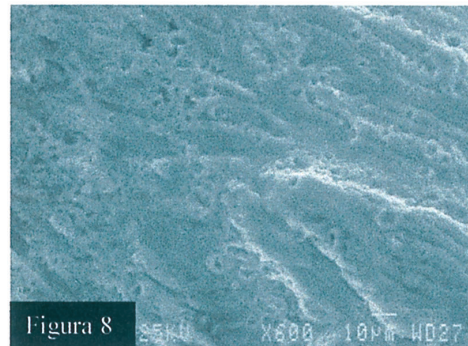
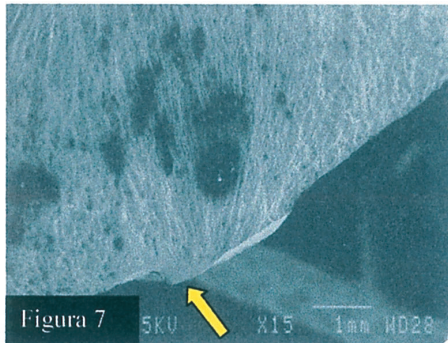
Figura 6

3. Esami Frattografici

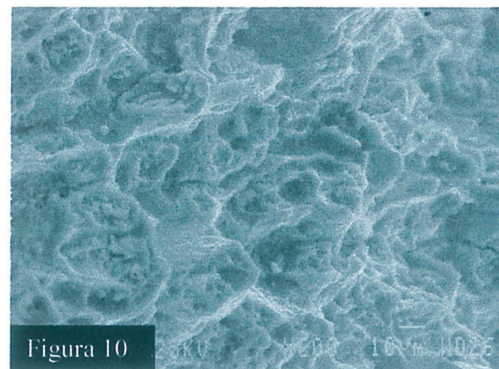
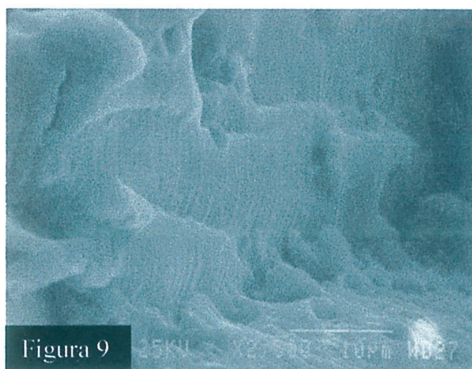
Sono stati effettuati sulle distinte zone presenti sulla superficie di rottura, evidenziando quanto segue:

- Zona A
si estende con profilo semiellittico per una profondità di circa 5 mm a partire dalla linea di bava da cui si è originata; freccia in figura 7. Presenta una grana fine con evidenti segni di corrosione; figura 8. L'andamento semiellittico di questa zona lascia presupporre che si sia originata a seguito di un fenomeno di fatica le cui evidenze sono state cancellate da un

fenomeno corrosivo occorso successivamente.



- **Zona B**
si estende secondo il medesimo profilo semiellittico per un'area che occupa all'incirca il 40 % dell'intera superficie di frattura, si presenta anch'essa a grana fine ma con una colorazione più chiara della precedente. In questa zona risultano molto evidenti le striature caratteristiche di un fenomeno di propagazione avvenuto per fatica; figura 9.
- **Zona C**
presenta una morfologia a grana grossolana costituita da sole microbuche; figura 10; questa zona costituisce la parte finale della rottura prodottasi per sovraccarico a seguito della riduzione della sezione resistente causata dalla cricca di fatica.



4. Analisi chimica

Al fine di determinare il tipo di lega costituente il campione, questo è stato sottoposto ad analisi chimica, dalla quale è risultato:

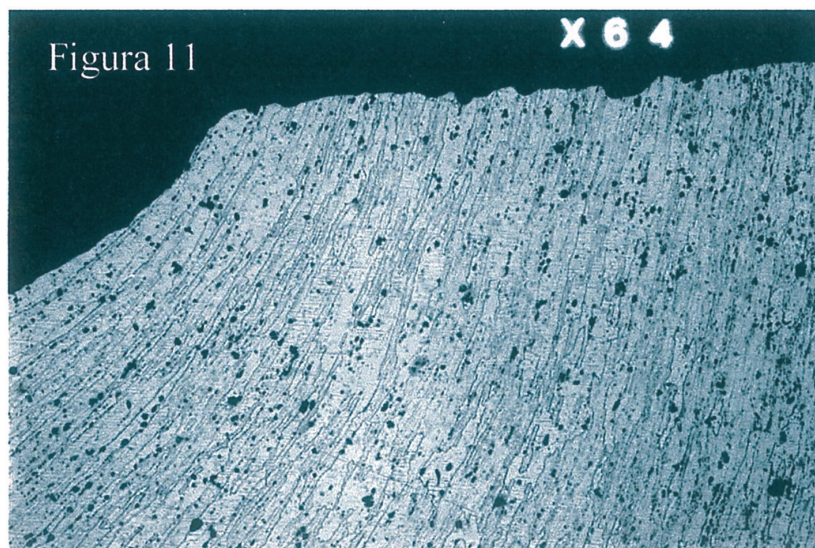
Al	Zn	Mg	Cu	Fe	Cr
base	5.7	2.4	1.6	0.2	0.2

Tale composizione corrisponde a quella di una lega leggera a base alluminio del tipo AA 7075.

5. Esame metallografico

È stato eseguito su una sezione parallela a quella di rottura in corrispondenza della linea di bava.

Da questo esame risulta che in tale zona i grani sono orientati lungo il trasverso corto; figura 11, cosa che rende il materiale più sensibile a processi corrosivi e di fatica; inoltre, la mancata rimozione della linea di bava e la grossolana finitura del particolare in corrispondenza della stessa, costituiscono un fattore fortemente peggiorativo per quel che concerne l'insorgere di fenomeni di fatica.



6. Prove di durezza

Al fine di stimare il carico di rottura, sul campione pervenuto è stata eseguita la determinazione della durezza con il metodo microVickers con carico di 100 g.

Da queste prove è risultata una durezza pari a HV 155, alla quale corrisponde un carico di rottura dedotto di 55 kg/mm².

Tale valore è regolare per questo tipo di materiale nella condizione di trattamento termico T-73.

7. Considerazioni

Dagli esami effettuati è risultato che la rottura del braccio superiore del carrello anteriore è da imputare alla propagazione di una cricca di fatica originatasi in corrispondenza della linea di bava. La pessima finitura superficiale del particolare in corrispondenza di tale linea, esaltata inoltre dallo sfavorevole orientamento del grano dovuto al processo di forgiatura, è da ritenersi come la principale causa dell'innesco del fenomeno di fatica.

La brusca e netta variazione del grado di corrosione tra la zona più esterna di propagazione della fatica rispetto a quella più interna, indica come durante la vita del particolare, ovvero, quando la crinatura di fatica si era già estesa per circa 5 mm, si sia verificato un evento che ha modificato la morfologia della superficie di

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali

frattura; sulla natura di tale evento possono avanzarsi due distinte ipotesi, e precisamente:

- La prima, nella quale si considera costante il rateo di corrosione della superficie, implica che per giustificare la morfologia osservata il particolare deve aver subito un tempo di fermo prolungato durante il quale ha potuto agire solamente la corrosione;
- La seconda, prevede un drastico e temporaneo cambiamento delle condizioni ambientali interne alla crinatura, cambiamento responsabile della forte corrosione avvenuta sul difetto già prodottosi al momento dell'evento. Tale brusca variazione potrebbe derivare dall'introduzione nella cricca di agenti aggressivi impiegati nel corso di processi manutentivi od ispettivi quali ad esempio liquidi di lavaggio, sverniciatori, ecc.

8. Conclusioni

Sulla base dei risultati acquisiti si può stabilire che la rottura del braccio è avvenuta a seguito della propagazione di un fenomeno di fatica che è stato favorito da una cattiva lavorazione in corrispondenza della linea di bava.

9. NOTA

Le sette rotture, simili a quella osservata, note allo scrivente, si sono verificate tutte a carico di particolari prodotti dalla Ready Machine, ditta fornitrice ormai estinta della McDonnell Douglas; tali particolari come quello in oggetto (**RM-537**) erano identificati tutti con Serial Numbers **RM-xxx**.

MESSAGGIO DI ALLERTA ANSV

AGENZIA NAZIONALE PER LA SICUREZZA DEL VOLO

(istituita con decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66)
 sede provvisoria: c/o Ministero dei trasporti e della navigazione
 Piazza della Croce Rossa, 1 - 00161 Roma
 codice fiscale 96402040586
 tel. 0644102064/44267091, fax 0644267226

Prot. n. 746/INV/80-14/01
 Roma, 17.7.2001

Al Presidente dell'ENAC
 Dott. Alfredo Roma

e p.c. Alla Divisione sicurezza volo
 dell'ENAC
 Att.ne Com.te Silvano Imperato

**Oggetto: incidente di volo a/m marche I-DACR (volo AZA 1775), occorso in data 11/07/2001 –
MESSAGGIO DI ALLERTA.**

I primi atti dell'inchiesta tecnica in corso finalizzata ad accertare le cause che hanno prodotto l'evento in oggetto hanno già consentito di rilevare che la leva superiore del meccanismo di blocco del carrello anteriore (Nose Landing Gear upper lock link, PN3914464-503) era rotta a metà e che il braccio libero del meccanismo, per la particolare geometria del sistema, si era incastrato sulla gamba di forza del carrello impedendone la completa estensione.

Il particolare componente, con *safe life* prevista di 46.500 cicli, risulta essere stato in servizio per un numero di cicli di poco superiore a 31.000.

In attesa del completamento degli esami di laboratorio per accertare le cause del cedimento strutturale della leva ed in presenza di almeno quattro eventi analoghi segnalati dallo stesso Costruttore, è parso opportuno, d'intesa con l'Operatore dell'aeromobile incidentato, valutare la praticabilità di un controllo sistematico su tutti gli aeromobili delle serie DC-9/MD-80 della flotta dell'Operatore medesimo, al fine di identificare eventuali crinature, soprattutto sui componenti a più elevato numero di cicli.

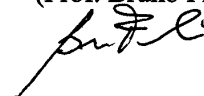
I primi controlli hanno già individuato, alla data di ieri, un'altra leva con presenza di crinature, per cui si ritiene opportuno che codesto Ente emani un avviso di sicurezza agli operatori che utilizzano aeromobili DC-9/MD-80 di tutte le serie, informandoli dell'evento e della necessità di effettuare i controlli preventivi ritenuti più idonei ad identificare eventuali crinature.

Per qualsiasi ulteriore informazione ritenuta necessaria è possibile contattare l'investigatore incaricato, com.te Mario Pica, al seguente numero: 06-44103425.

Si resta in attesa di ricevere un cortese cenno di riscontro in merito ai provvedimenti intrapresi da codesto Ente nonché di essere informati su eventuali casi di cedimento strutturale che i controlli predisposti dovessero evidenziare sul componente in esame.

Distinti saluti

Il Presidente
 (Prof. Bruno Franchi)



RELAZIONE COMANDANTE

Relazione sul volo AZ1775 del 11.07.2001

Visto che lo stesso aereo sarebbe stato usato per la tratta successiva PMO FCO e considerato il basso ZFW in partenza da FCO, il volo in oggetto veniva pianificato con un carburante two stages. Il volo lasciava l'area di parcheggio circa 5' in anticipo sullo schedato con 24 passeggeri e sei membri di equipaggio. Durante il rullaggio, il decollo e la navigazione non si evidenziava alcuna anomalia. Giunto in prossimità di PMO, il volo veniva inizialmente vettorato per intercettare l'ILS della pista 25 di PMO. In seguito, viste le favorevoli condizioni metereologiche, su richiesta dell'equipaggio, veniva autorizzato a proseguire per un visual approach sulla stessa pista. Dopo l'estrazione del carrello, a manovra ultimata, il ruotino anteriore risultava non bloccato in estensione, nonostante sulla piantana fosse regolarmente in vista l'indicatore meccanico di "ruotino esteso". L'equipaggio non convinto dell'effettiva posizione del carrello anteriore, decideva di sorvolare la pista 25R e, avuta ulteriore conferma dalla TWR e da un collega della "Alpi Eagles", della mancata fuoriuscita del carrello anteriore, in funzione del carburante imbarcato, dell'eventualità di un blocco prolungato della pista 25 di PMO, di una maggiore possibilità da parte degli enti tecnici di lavorare sulla macchina, di una maggiore disponibilità di piste e di mezzi di assistenza decideva il rientro a FCO.

Il volo veniva ripianificato con l'ATC di PMO a FL200 e 250kts.

In avvicinamento a FCO l'equipaggio concordava con il controllo l'utilizzo della pista 16C. Su Campagnano l'equipaggio provava nuovamente prima un'estrazione normale del carrello e poi un'estrazione alternata, senza tuttavia ottenere esito positivo. L'equipaggio decideva allora di estrarre normalmente il carrello evitando, con la procedura alternata, di lasciar fuori inutilmente i portelloni del carrello principale.

Il volo prendeva contatto con la pista alle 07.06z assistito da mezzi antincendio che prontamente, una volta fermatosi l'aereo, cospargevano di schiumogeno la parte di pista adiacente il muso. Durante la fase di decelerazione, una volta accompagnato dolcemente il muso sulla pista, l'equipaggio, considerando il basso peso all'atterraggio e il forte attrito della fusoliera con la pista, optava per il non uso del reverse, allo scopo di evitare FOD ai motori. L'aeromobile si fermava con il solo uso dei freni. Veniva mantenuta una traiettoria leggermente a destra dell'asse pista per evitare le luci di centerline e quindi ulteriori danni alla struttura.

I passeggeri avvisati su PMO delle problematiche in corso e costantemente tenuti aggiornati su quanto l'equipaggio si apprestava a fare, venivano ulteriormente aggiornati e preparati per l'atterraggio dal personale di cabina (comportatosi in maniera estremamente professionale) nella fase terminale del volo e, ad atterraggio completato, terminato l'intervento dei mezzi antincendio, abbandonavano l'aereo ordinatamente e con assoluta tranquillità dallo scivolo anteriore del galley, essendosi danneggiato quello della porta anteriore principale.

I passeggeri venivano riaccompagnati in aerostazione e riprotetti sul primo volo utile per PMO.

RELAZIONE ASSISTENTE RESPONSABILE**A/V P1****Rapporto sull'incidente del volo 1775 Fco-Pmo del 11.07.01****ATTERRAGGIO DI EMERGENZA PREVISTO SENZA RUOTINO ANTERIORE**

- **Tempo a disposizione: CIRCA 1 ORA**
- **Aeromobile: Md-80 VERS. 131 POSTI**
- **Passeggeri a bordo: 24 (senza assistenze)**

PREPARAZIONE DELLA CABINA

Non appena ricevuto dal Comandate la comunicazione che stavamo ritornando a Fco dove avremmo effettuato un atterraggio d'emergenza senza carrellino anteriore, dietro suo ordine ho chiamato i colleghi e con loro abbiamo messo in atto tutta la procedura prevista dai nostri manuali riguardo la preparazione dei pax e la cabina. In particolare:

- *Ho tolto e assicurato in luogo adatto le paratie mobili divisorie di classe che avrebbero potuto ostacolare il raggiungimento dei finestrini alari e le uscite di emergenza.*

DOPO L'ATTERRAGGIO

Subito dopo l'arresto dell'aereo, non udendo alcun ordine quale : "**Parla il comandante, operazioni normali**" o "**Parla il comandante, evacuazione passeggeri**", e resomi immediatamente conto che le condizioni erano normali (assenza di fumo, aereo senza danni ecc..), mi sono recato dai pax (da me distanti non più di 4 metri) rassicurandoli e pregandoli di attendere nella massima calma ulteriori ordini circa le modalità di uscita dall'aereo. Nel frattempo il Cpt, uscito dal cockpit, mi diceva di far aprire tutte le porte (così ho capito) non appena i pompieri all'esterno avrebbero terminato di cospargere di schiuma la parte anteriore della fusoliera. Tempo 15 secondi e facevo cenno anche ai colleghi CA2 e CA3 (che nel frattempo erano in piedi nella parte terminale dell'AVM e che facevano cenni per sapere cosa fare) di aprire le uscite, mentre dicevo alla collega CA4 di non andare presso i finestrini alari (non essendoci evacuazione, nè rapida nè controllata). Non essendo in atto alcuna evacuazione pax ed essendo vicino alla porta 1R, alla presenza del comandante ho aperto tale porta e gonfiato il relativo scivolo, lasciando alla collega CA4, sempre alla

presenza del comandante, il compito di aprire la porta 1 L. Trovando poi difficoltà in tale operazione, la collega CA4 è stata da noi aiutata a spingere fuori la porta. Quando poi ha tentato di gonfiare lo scivolo, lo stesso non si è gonfiato.

Il tempo intercorso dall'arresto dell'aereo all'apertura delle uscite non ha superato il minuto e mezzo. Non essendosi gonfiato lo scivolo della porta ant. 1 L e non potendo approntare alcun mezzo (scala o altro), abbiamo con tutta calma fatto scendere i pax dallo scivolo della porta ant 1 R che era assistita all'esterno dai VV.FF.

I-DACR

Oggetto: **Braccio superiore del meccanismo di blocco carrello anteriore**

REV 1 dtd. 21 08 2001

P/N 3914464-503 S/N RM537

DATI AL 11/07/2001 : T.F.C. 31175 T.T.R 15325 TNE 46500

La ricostruzione della "maintenance history" del braccio in oggetto ha evidenziato quanto segue:

- La data di ingresso in AZ indicata dal sistema informatico risulta essere il 24/02/84 coerente con il delivery dell'A/M I-DAWI per cui si deduce che il componente fosse installato originariamente su detta macchina.
- La successiva installazione risulta avvenuta con un Total Flight Cycles di 8184 in data 30/11/87 ma non può essere associata ad una specifica macchina in quanto a sistema manca la relativa registrazione.

Nota: Da approfondimenti successivi si sono potuti riunire i due cicli precedenti riconducendo così la vita del particolare in oggetto ad un'unica fisica installazione sul carrello (S/N CPI007) del velivolo I-DAWI.

- Rimosso in data 30/10/90 con T.F.C. 14023.
- Revisionato, reidentificato a sistema da S/N RM587 a S/N RM537 a seguito di rilevamento fisico dei suddetti dati e reso efficiente in data 30/11/90.
- Installato il 17/09/93 sull'A/M I-DAWO dal quale veniva rimosso in data 08/02/99 dopo aver totalizzato T.F.C. 27049.

Nota: Approfondimenti successivi hanno sostanzialmente che, come parte del carrello (S/N R9274) il Link in oggetto è stato effettivamente installato su I-DAWO il 17/5/1991. Quanto sopra autorizza ad assumere come cicli volati quelli associati dal sistema al carrello stesso e riducono il tempo di non utilizzo della Link al periodo 30/11/90 - 17/5/91.

- Eseguita revisione generale con rilascio in efficienza il 16/04/99
- Installato sull'A/M I-DAWE in data 23/04/99 dal quale veniva rimosso in data 10/01/01 con T.F.C. 30289.
- Eseguite le ispezioni previste da BdM N99-251 per l'identificazione del tipo di materiale (forgiato), relativa marcatura e rilascio in efficienza il 12/01/01.

NOTA: La TDR, a sistema, è stata erroneamente finalizzata con il task "U" (Revisione) invece del previsto task "P" come correttamente riportato dal JAA FORM ONE e associata JOB CARD.

- Installato sull'A/M I-DACR il 19/01/01 sul quale ha accumulato, al 11/7/2001 886 cicli.

T.F.C.= Total Flight Cycles
 T.T.R.= Total Time Residual
 T.N.E.= Time Never Expiring
 T.D.R.= Tear Down Report

FCO 21/08/2001

Douglas Aircraft Company
McDonnell Douglas

DC-9

ALERT Service Bulletin

NO. DC9-32A298 R02

Date: 19961219

Revision 02 : Date: 19971029

ATA System 32

Subject: LANDING GEAR - Nose Gear and Doors - Inspect/Replace Nose Landing Gear (NLG) Upper Lock Link Assembly.

Revision Transmittal Sheet

This page transmits Revision 02 for Alert Service Bulletin DC9-32A298 to incorporate the following changes:

Note: This revision constitutes a complete reissue.

Reason for Revision:

To add five aircraft to service bulletin effectivity which are affected by this modification.

No additional work is required by this revision for aircraft modified by prior issue of this alert service bulletin.

Page 4:

Added manufacturers fuselage numbers 2167, 2189, 2192, 2199, and 2201 to Effectivity.

Changed production effectivity to fuselage number 2204 and subsequent, was fuselage 2167 and subsequent.

Pages 5 and 6:

Revised Reason.

Added NOTE Compliance.

Revised Compliance.

Revised Approval.

Pages 8 and 9:

Revised References.

Revised Publications Affected.

Pages 10 and 11:

Revised Material - Cost and Availability.

Added new superseding part number to paragraph 2.B.

Revised price of 5965065-501 lock assembly to reflect current pricing policy.

Changed addresses for Staveley Instruments and NDT Engineering Corporation.

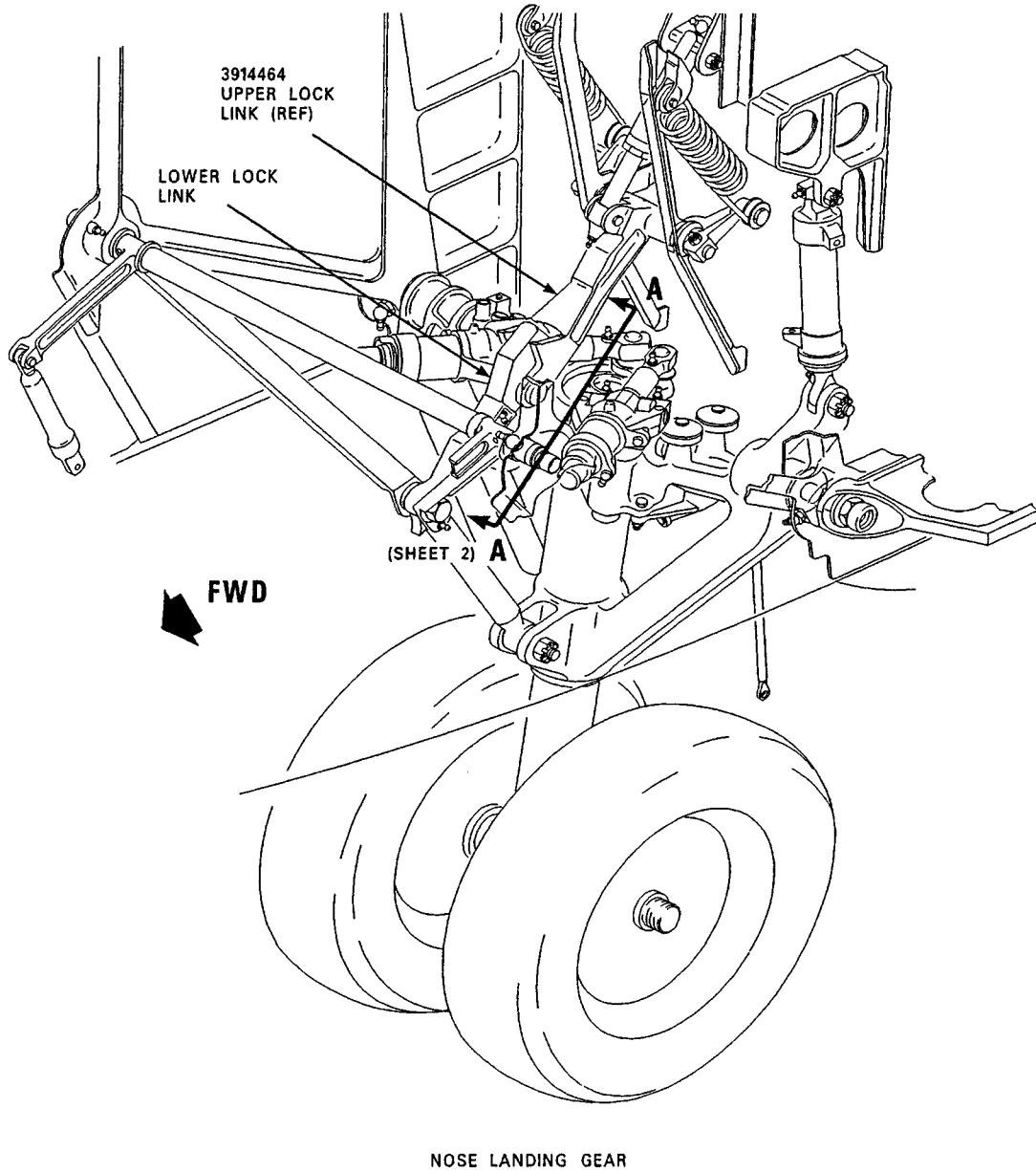
McDonnell Douglas Corporation (MDC) proprietary rights are included in the information disclosed herein, and recipient by accepting this document agrees that the information is proprietary to MDC. MDC authorizes the recipient to reproduce such information in other documents created for internal use if these documents are protected similarly by a proprietary legend.

Douglas Aircraft Company P.O. Box 1771 Long Beach, CA 90801

ALERT

**Douglas Aircraft Company
Service Bulletin**

ALERT



NLG UPPER LOCK LINK ASSEMBLY - VERIFICATION/INSPECTION

Figure 1 (Sheet 1 of 6)

Date: 19961219
Revision 02 : Date: 19971029

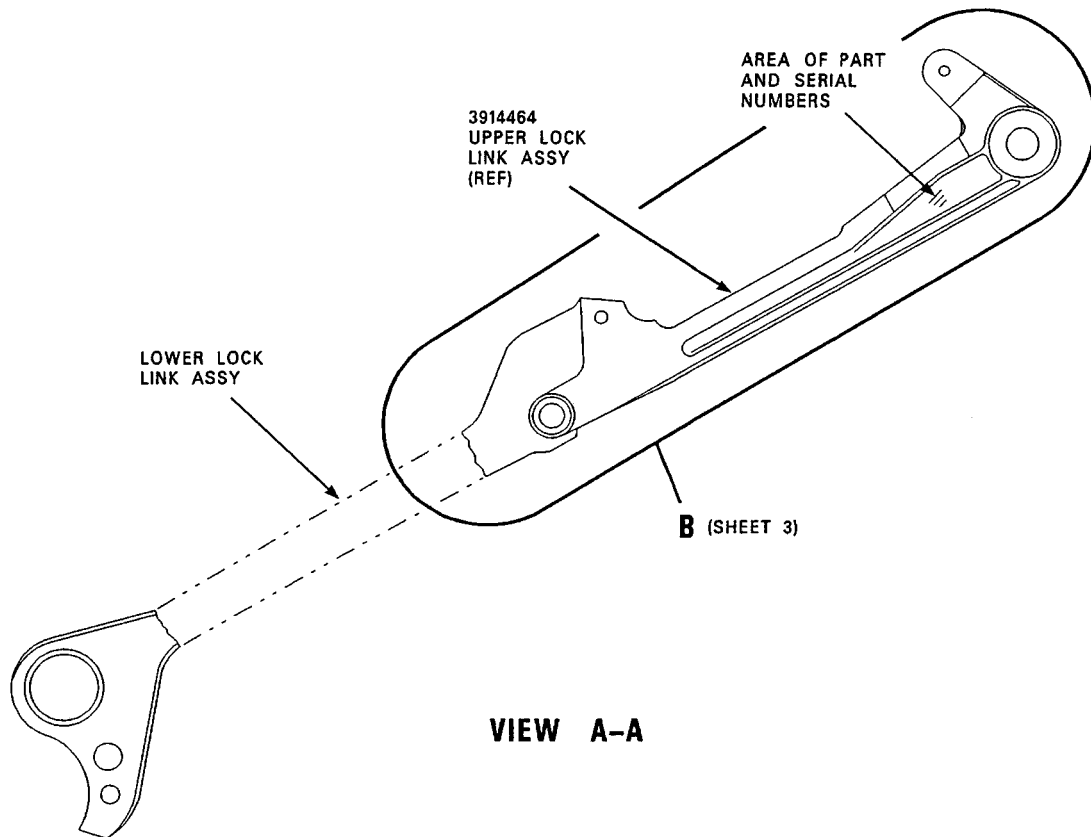
DC9-32A298 R02
Page 15 of 22

McDonnell Douglas Corporation Proprietary Information. Use or disclosure of
THESE DATA SUBJECT TO RESTRICTIVE LEGEND ON TITLE PAGE OR FIRST PAGE

ALERT

**Douglas Aircraft Company
Service Bulletin**

ALERT



NLG UPPER LOCK LINK ASSEMBLY - VERIFICATION/INSPECTION

Figure 1 (Sheet 2 of 6)

Date: 19961219
Revision 02 : Date: 19971029

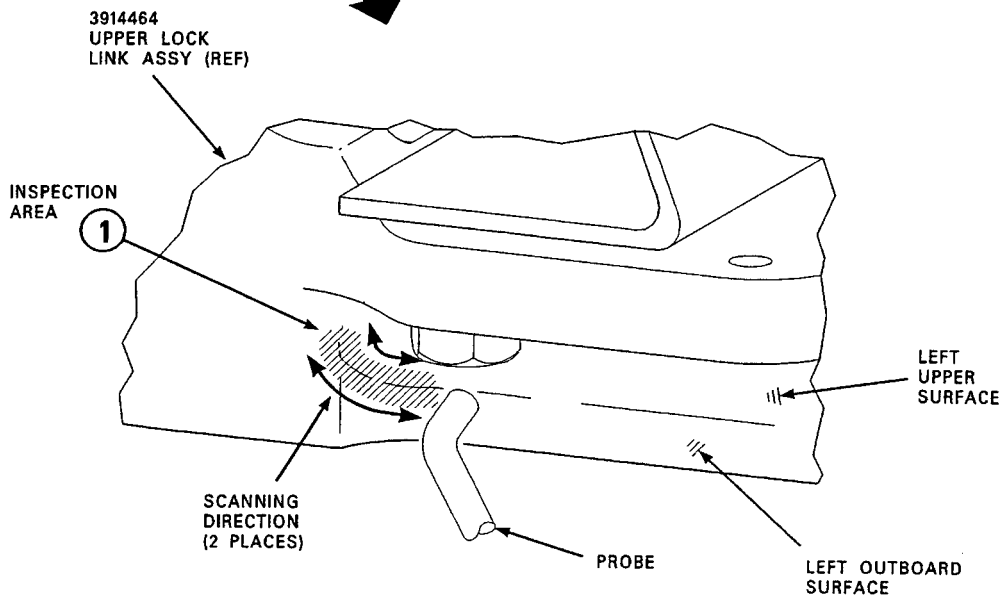
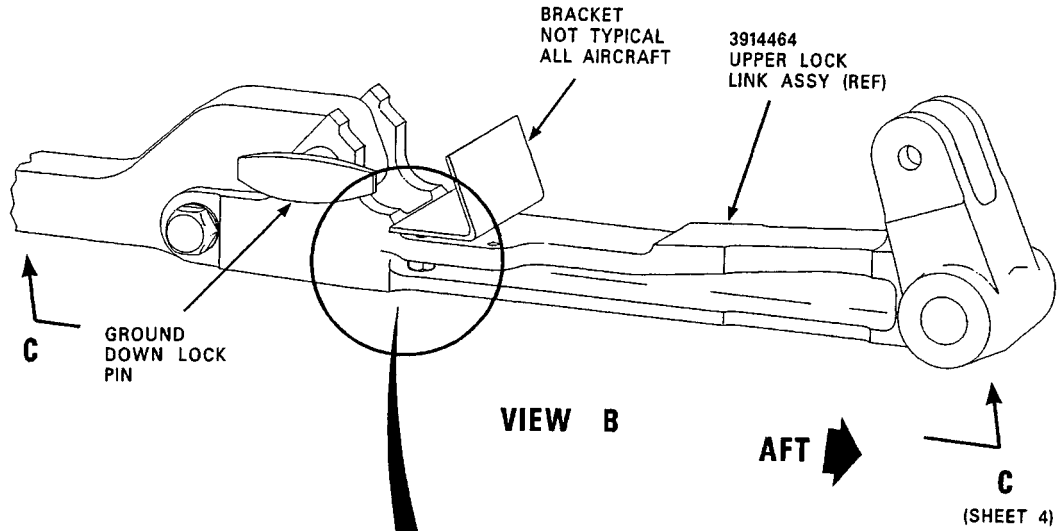
DC9-32A298 R02
Page 16 of 22

McDonnell Douglas Corporation Proprietary Information. Use or disclosure of
THESE DATA SUBJECT TO RESTRICTIVE LEGEND ON TITLE PAGE OR FIRST PAGE

ALERT

**Douglas Aircraft Company
Service Bulletin**

ALERT



- ① SCAN EDDY CURRENT PROBE ALONG SHADED AREAS OF OUTBOARD, UPPER, AND LOWER SURFACES ON LEFT AND RIGHT SIDES OF UPPER LOCK LINK ASSEMBLY.

NLG UPPER LOCK LINK ASSEMBLY - VERIFICATION/INSPECTION

Figure 1 (Sheet 3 of 6)

Date: 19961219

Revision 02 : Date: 19971029

DC9-32A298 R02

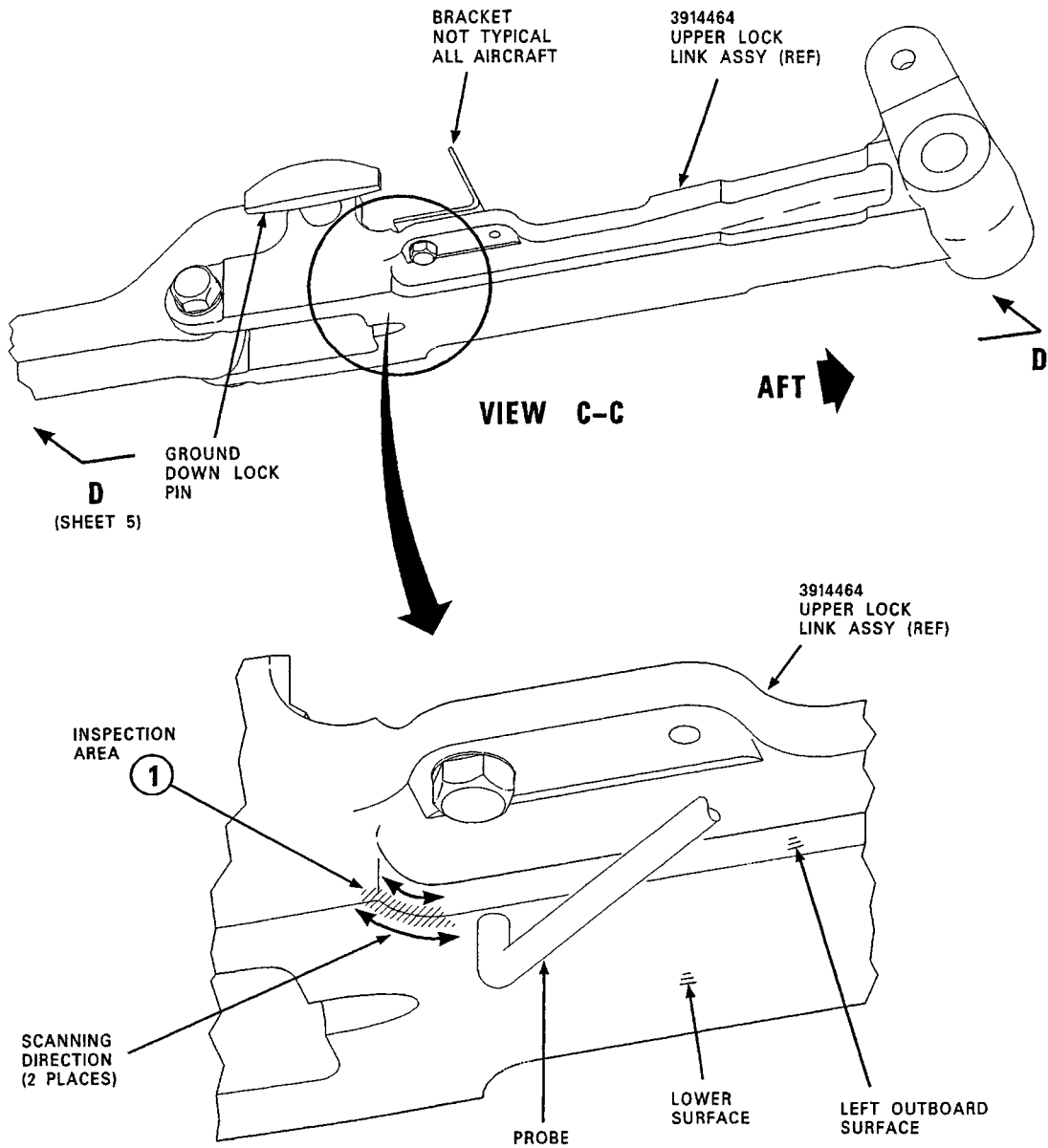
Page 17 of 22

McDonnell Douglas Corporation Proprietary Information. Use or disclosure of THESE DATA SUBJECT TO RESTRICTIVE LEGEND ON TITLE PAGE OR FIRST PAGE

ALERT

**Douglas Aircraft Company
Service Bulletin**

ALERT



NLG UPPER LOCK LINK ASSEMBLY - VERIFICATION/INSPECTION

Figure 1 (Sheet 4 of 6)

Date: 19961219
Revision 02 : Date: 19971029

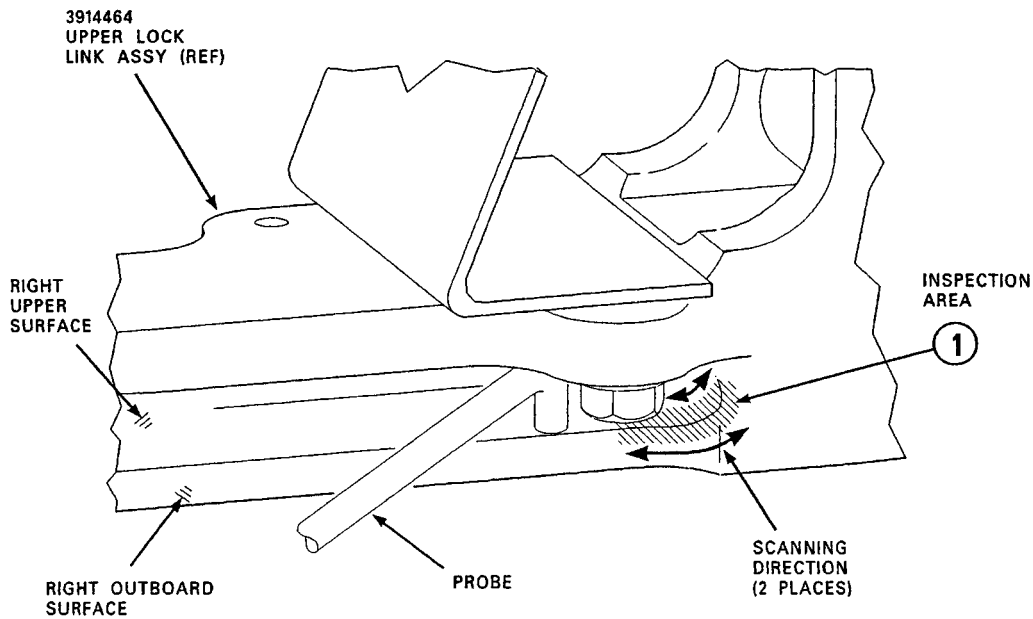
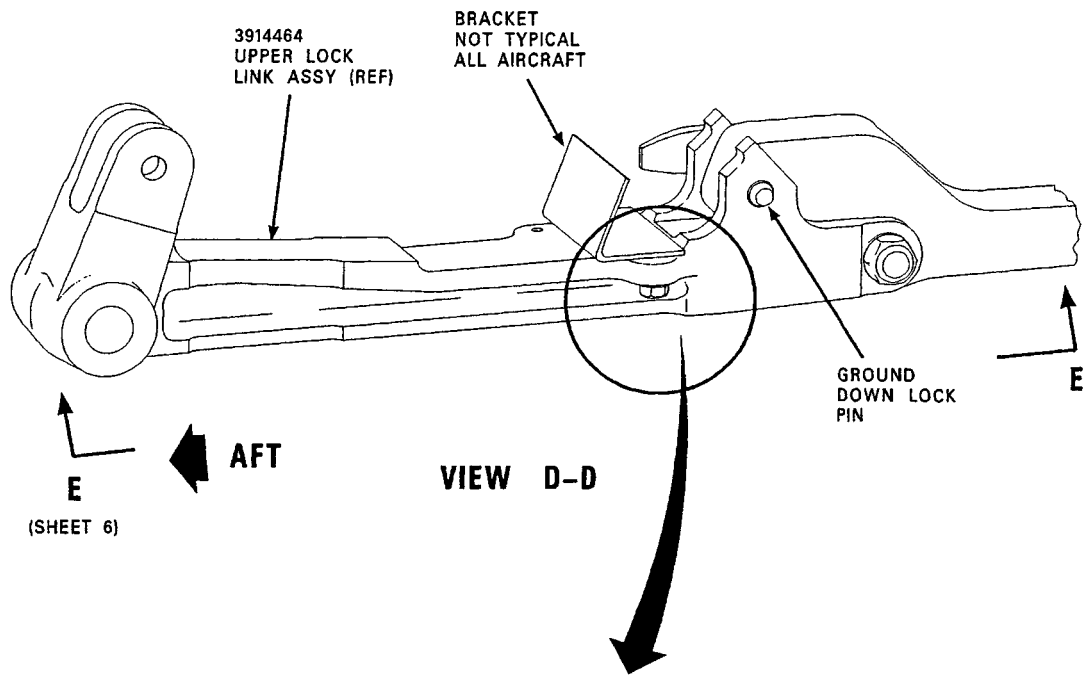
DC9-32A298 R02
Page 18 of 22

McDonnell Douglas Corporation Proprietary Information. Use or disclosure of
THESE DATA SUBJECT TO RESTRICTIVE LEGEND ON TITLE PAGE OR FIRST PAGE

ALERT

**Douglas Aircraft Company
Service Bulletin**

ALERT



NLG UPPER LOCK LINK ASSEMBLY - VERIFICATION/INSPECTION

Figure 1 (Sheet 5 of 6)

Date: 19961219
Revision 02 : Date: 19971029

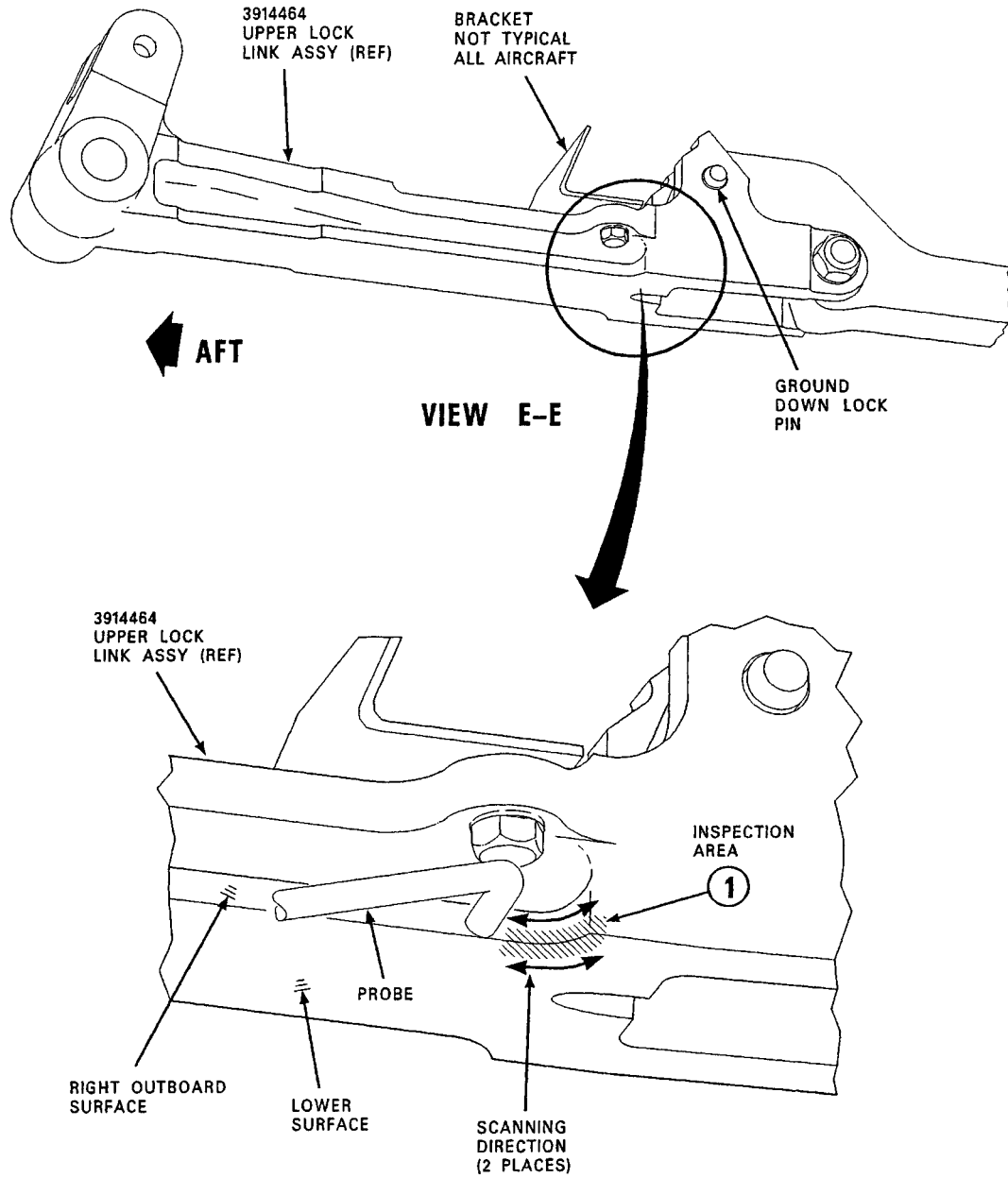
DC9-32A298 R02
Page 19 of 22

McDonnell Douglas Corporation Proprietary Information. Use or disclosure of
THESE DATA SUBJECT TO RESTRICTIVE LEGEND ON TITLE PAGE OR FIRST PAGE

ALERT

**Douglas Aircraft Company
Service Bulletin**

ALERT



NLG UPPER LOCK LINK ASSEMBLY - VERIFICATION/INSPECTION

Figure 1 (Sheet 6 of 6)

Date: 19961219
Revision 02 : Date: 19971029

DC9-32A298 R02
Page 20 of 22

McDonnell Douglas Corporation Proprietary Information. Use or disclosure of
THESE DATA SUBJECT TO RESTRICTIVE LEGEND ON TITLE PAGE OR FIRST PAGE



Commercial
Airplanes
Group

McDonnell Douglas
DC-9
Service Bulletin

ALERT

Number: DC9-32A340
Date: November 14, 2001
ATA System: 3220
CDL

Summary

SUBJECT: LANDING GEAR - Nose Landing Gear and Doors - Inspect/Modify/Replace Nose Landing Gear Upper Lock Link Assembly

Note: This summary is for information only and reflects the intent of the attached FAA approved Service Bulletin.

CONCURRENT REQUIREMENTS

None.

BACKGROUND

One operator has reported an instance where one airplane was unable to extend the nose landing gear during landing. As a result, the operator made a landing with the nose gear up which resulted in moderate damage to the nose gear doors, avionics door, and adjacent structure. Observation of the damage showed that the nose landing gear upper lock link was completely fractured. Boeing has determined that tool marks and/or rough surface finish across the parting plane can cause stress concentration and cracks along the forged parting plane of the upper lock link. Boeing is revising the Component Maintenance Manual to incorporate the minimum surface finish and height requirement for the upper lock link. If not corrected a cracked upper lock link could result in upper lock link failure, collapse of the landing gear, damage to the airplane, and possible injury to personnel and passengers. Initial and scheduled repetitive inspection of the upper lock link in the parting plane area for cracks is necessary to minimize the possibility of upper lock link failure.

ACTION

This service bulletin provides instructions for the visual inspection of the nose landing gear upper lock link assembly for Ready Machine And Manufacturing Company parts or non-Ready Machine And Manufacturing Company parts and performs the following:

Condition 1 (Ready Machine And Manufacturing Company Parts)

Option 1

Eddy current inspects top and bottom forged parting plane area of the upper lock link for cracks.

If cracks are found, installs a new upper lock link assembly.

or

If cracks are not found, repetitively inspects until the upper lock link is modified or replaced.

Option 2

Modifies and reidentifies the existing un-cracked upper lock link assembly.

Note: Modification of the upper lock link assembly constitutes closing action for repetitive inspections imposed by this service bulletin.

November 14, 2001

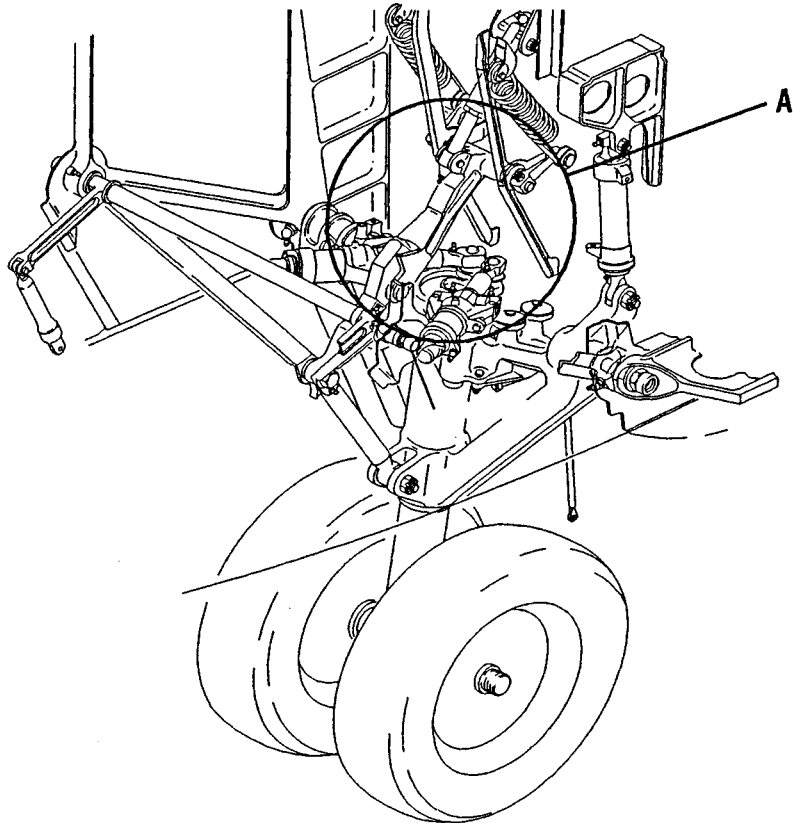
DC9-32A340
Summary Page 1 of 2

BOEING PROPRIETARY - Copyright © - Unpublished Work
See page 1 of Service Bulletin for Details.

ALERT

BOEING SERVICE BULLETIN DC9-32A340

ALERT



UPPER LOCK LINK ASSEMBLY - INSPECTION

Figure 1 (Sheet 1 of 3)

November 14, 2001

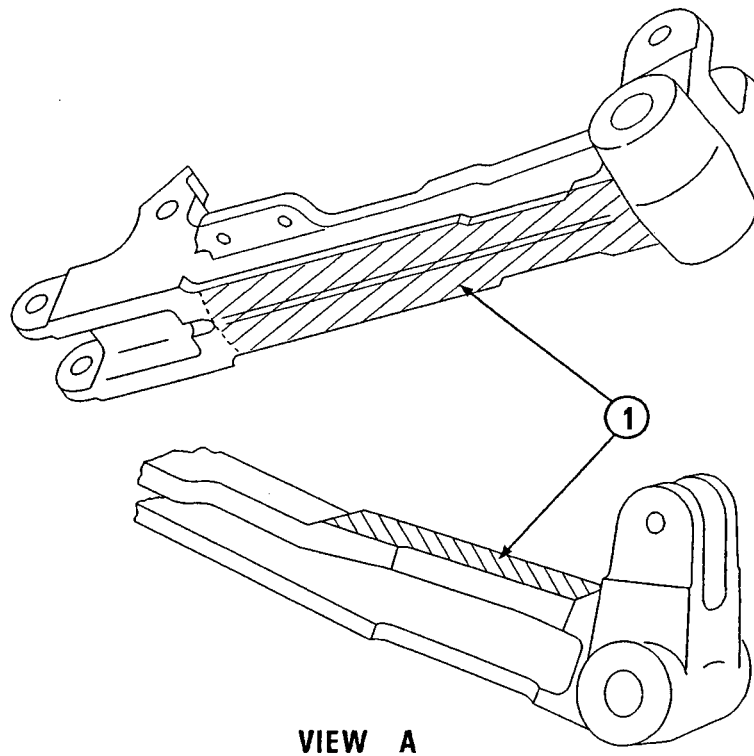
DC9-32A340
Page 25 of 31

BOEING PROPRIETARY - Copyright © - Unpublished Work
See page 1 of Service Bulletin for Details.

ALERT

BOEING SERVICE BULLETIN DC9-32A340

ALERT



UPPER LOCK LINK ASSEMBLY - INSPECTION

Figure 1 (Sheet 2 of 3)

November 14, 2001

DC9-32A340
Page 26 of 31

BOEING PROPRIETARY - Copyright © - Unpublished Work
See page 1 of Service Bulletin for Details.

ALERT

BOEING SERVICE BULLETIN DC9-32A340

ALERT

The step numbers shown below agree with the numbers in the circle symbols in the figure.

The QTY numbers shown below are the numbers of the parts necessary for one airplane.

STEP	TASK	NAME	PART NUMBER	QTY	NOTES
1	Inspect	Upper Lock Link Assembly	3914464-1, -501, -503, -507	1	High Frequency Eddy Current inspect both the top and bottom sides of the lock link to locate any cracks. (See NDT SPM procedure 1 part, 06-10-01.001.) This inspection also applies to existing parts identified with an "F" suffix per Service Bulletin DC9-32-315.

UPPER LOCK LINK ASSEMBLY - INSPECTION

Figure 1 (Sheet 3 of 3)

November 14, 2001

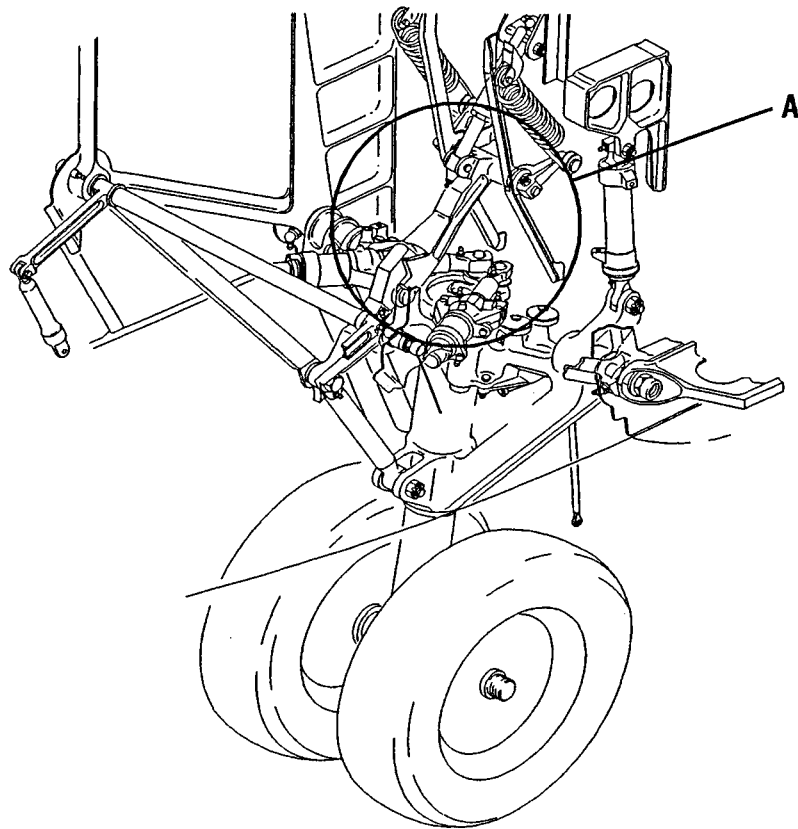
DC9-32A340
Page 27 of 31

BOEING PROPRIETARY - Copyright © - Unpublished Work
See page 1 of Service Bulletin for Details.

ALERT

BOEING SERVICE BULLETIN DC9-32A340

ALERT



UPPER LOCK LINK ASSEMBLY - MODIFICATION

Figure 2 (Sheet 1 of 4)

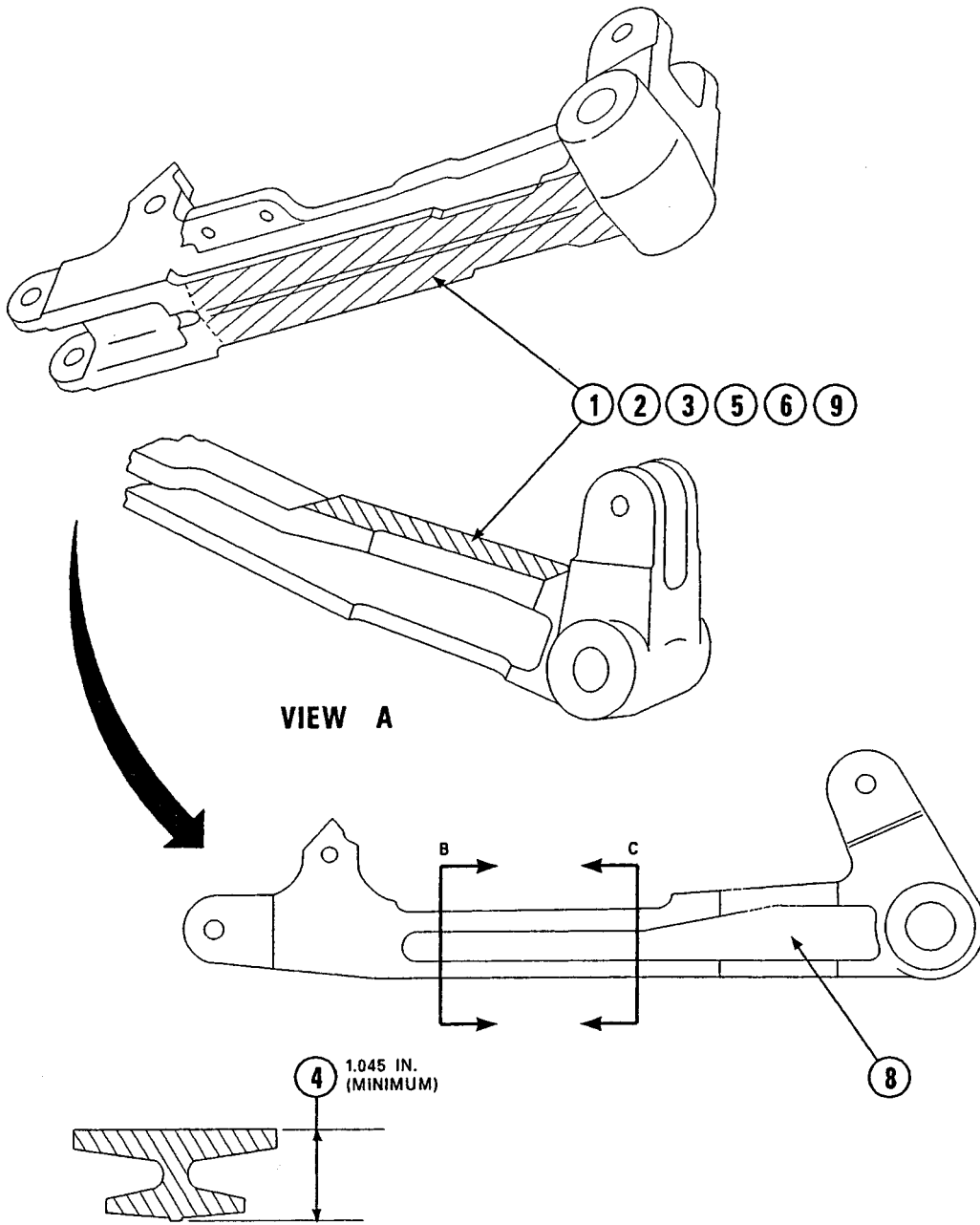
November 14, 2001

DC9-32A340
Page 28 of 31BOEING PROPRIETARY - Copyright © - Unpublished Work
See page 1 of Service Bulletin for Details.

ALERT

BOEING SERVICE BULLETIN DC9-32A340

ALERT



SECTION HEIGHT BETWEEN B AND C

UPPER LOCK LINK ASSEMBLY - MODIFICATION

Figure 2 (Sheet 2 of 4)

November 14, 2001

DC9-32A340
Page 29 of 31

BOEING PROPRIETARY - Copyright © - Unpublished Work
See page 1 of Service Bulletin for Details.

ALERT

BOEING SERVICE BULLETIN DC9-32A340

ALERT

The step numbers shown below agree with the numbers in the circle symbols in the figure.

The QTY numbers shown below are the numbers of the parts necessary for one airplane.

STEP	TASK	NAME	PART NUMBER	QTY	NOTES
1	Inspect	Upper Lock Link Assembly	3914464-1, -501, -503, -507	1	High Frequency Eddy Current inspect both the top and bottom sides of the lock link to locate any cracks. (See NDT SPM procedure 1 part, 06-10-01.001.) This inspection also applies to existing parts identified with an "F" suffix per Service Bulletin DC9-32-315. Replace lock link assembly if cracks are found.
2	Strip	Upper Lock Link Assembly	3914464-1, -501, -503, -507	1	Strip lock link completely for overhaul using chemical stripping media or equivalent shop procedure.
3	Modify	Upper Lock Link Assembly	3914464-1, -501, -503, -507	1	Verify the surface finish is 125 RMS smooth and free from any transverse manufacturing machining marks and modify as required. Boeing recommends using 3M Scotch-Brite, Roloc discs in the NH Course (3M catalog No. 05532), NH A Medium (3M catalog No. 05531), and NH A VFN (3M catalog No. 05530) starting with the course disc and using finer discs as required to achieve the 125 RMS surface finish. Use a rotary hand grinder with a 90 degree head for maximum control while modifying the finish. Grinder speed can be from 10,000 to 20,000 rpm and can be air or electric driven. Work tool from side to side perpendicular to the parting plane while traveling down the part for both the top and bottom sides of the upper lock link as required. Any other machining method is acceptable, as long as the required surface finish is achieved. CAUTION: DO NOT USE ABRASIVES THAT CAN INDUCE DIFFERENTIAL METALS CORROSION.

UPPER LOCK LINK ASSEMBLY - MODIFICATION


Figure 2 (Sheet 3 of 4)

November 14, 2001

DC9-32A340
Page 30 of 31

BOEING PROPRIETARY - Copyright © - Unpublished Work
See page 1 of Service Bulletin for Details.

NOT FOR OPERATIONAL USE

 MD-80 OPERATIONS MANUAL	Landing Gear TABLE OF CONTENTS	VOL.	14-00-01/02
		1	DEC 83

Chapter 14 LANDING GEAR

	Page
TABLE OF CONTENTS	14-00-01/02
DESCRIPTION	
General	14-10-01
Description	14-10-01
Controls and Indicators	14-10-04
COMPONENTS	
Landing Gear Hydraulic System Block Diagram	14-20-01/02
Landing Gear - Major Component Location	14-20-03/04
CONTROLS AND INDICATORS	
Landing Gear	14-30-01
Main and Nose Gear Visual Down Lock System	14-30-02
Landing Gear	14-30-03
Nose Gear Steering System	14-30-04
Brake System	14-30-05
Antiskid System	14-30-06
FUNCTIONAL SCHEMATICS	
Landing Gear System	14-40-01/02
Nose Gear Steering System	14-40-03/04
Braking System	14-40-05/06
Ground Sensing Control Mechanism Functions	14-40-07/08

NOT FOR OPERATIONAL USE

 MD-80 OPERATIONS MANUAL	Landing Gear DESCRIPTION	VOL.	14-10-01
		1	SEP 83

LANDING GEAR

GENERAL

The airplane has a conventional tricycle landing gear. The nose gear assembly consists of dual wheels mounted on a steerable shock strut. Each main gear assembly consists of dual wheels and brakes mounted on a shock strut. For wheel identification it has been adopted the following numbering.



When retracted, the gear assemblies are fully enclosed by doors.

Spray deflectors on both the main gear and the nose gear assemblies serve to minimize water and slush injection on takeoff and landing through standing water and/or slush.

An electrically monitored, visual/audible indicating and warning system provides indication of gear and door positions.

Multiple disk brakes, hydraulic powered, with antiskid control systems are provided on each main gear wheel.

Accumulators in the system provide reserve brake pressure in the event of normal hydraulic system pressure loss.

A tail bumper assembly is located on the bottom of the aft fuselage to prevent structural damage during a tail down condition.

DESCRIPTION

LANDING GEAR SYSTEM

The landing gear and main gear doors are normally actuated by hydraulic pressure from right hydraulic system.

In the event of right hydraulic system failure, landing gear may be extended and locked by free fall. When free fall is used, the hydraulically operated main gear doors will not close.

The gear is normally operated by use of the landing gear lever mounted on the C/M-2 Instrument Panel.

In addition the gear may be extended (free fall) by an emergency landing gear lever located on the floor at the right side of the pedestal.

Each main gear is locked in the extended position by overcenter linkage moved by a hydraulic actuator and springs. When retracted, the main gear assemblies will rest on the latched main gear doors. If hydraulic pressure is not available to release the door latches, they may be mechanically released by action of the emergency landing gear extension lever.

The nose gear is locked in both the extended and retracted positions by overcenter linkage, moved by a hydraulic actuator and springs. During normal operation, the actuator releases the overcenter linkage to permit gear extension and retraction. If hydraulic pressure is not available, the overcenter links may be released by a manually actuated trip lever and roll connected to the emergency landing gear lever.

Each main gear wheel well enclosure consists of a hydraulically operated main gear door and a mechanically operated outboard door. The main gear doors are mechanically latched when closed, and support the main gear during flight.

The main gear doors cycle to the closed position after the main gear approaches the fully extended position.

NOT FOR OPERATIONAL USE

 MD-80 OPERATIONS MANUAL	Landing Gear DESCRIPTION	VOL.	14-10-02
		1	SEP 83

The nose gear wheel well enclosure consists of two forward doors and two aft doors. The doors are mechanically operated by movement of the nose gear during extension and retraction.

The forward doors are closed when the gear is extended.

VISUAL/AURAL INDICATING AND WARNING SYSTEM

Landing gear (LEFT, NOSE, RIGHT) lights come on green to indicate the landing gear and landing gear handle are in the down and locked position. The lights come on red when the landing gear is in any intermediate position.

The landing gear warning horn and vocal warning will sound and landing gear red lights will come on when the airplane is at or below 210 KIAS and either one or both thrust levers are less than approximately one-half inch from idle stop position and the landing gear is not down-and-locked or the landing gear is down-and-locked but the landing gear lever is not in the DOWN detent. The aural/vocal warnings will also sound anytime the landing gear is not down-and-locked and the flaps are extended beyond approximately 26 degrees. The aural/vocal warning may be silenced by pressing a button on the pedestal except when the landing gear is not down-and-locked and the flaps are extended beyond the approach flaps position.

An amber GEAR DOOR OPEN light will be on when the main gear doors are not in the fully closed position.

If the electrical indicator system malfunctions, it is possible to confirm that the main landing gear is down and locked by observing mechanical indicators through a viewing port for the main gear.

The main gear viewer is on the passenger compartment floor, located left of center, approximately at intersection of line extended from wing flap leading edges.

Nose gear verification is provided by an indicator on the pedestal in the flight compartment.

NOSE GEAR STEERING SYSTEM

The nosewheel steering system is hydraulically actuated and mechanically controlled by a steering wheel, located on the left side of the cockpit, or by the rudder/brake pedals.


The nose gear steering wheel controls 82 degrees of turning angle in either direction.

A pedal steering mechanism permits approximately 17 degrees of steering control in either direction through use of the rudder pedals. This mechanism also contains the locking cams and pushrods that center the nosewheel and lock out all steering during gear retraction, when the nose gear shock strut is extended.

The nosewheel steering hydraulic control system consists of two independent control valves and actuating cylinders that are mechanically linked to the steering control cable system and are supplied hydraulic pressure from separate sources. The left steering actuator receives pressure from the left hydraulic power system. The right steering actuator receives hydraulic pressure from the right hydraulic power system through the landing gear control valve. Nosewheel steering, with one hydraulic system in operation, will function normally except for a slight reduction in maximum steering angle.

The nosewheel steering control mechanism is connected to the ground sensing control mechanism (GSCM).

NOT FOR OPERATIONAL USE

 MD-80 OPERATIONS MANUAL	Landing Gear CONTROLS AND INDICATORS	VOL.	14-30-1
		1	1 AUG 97

LANDING GEAR

GEAR DOOR OPEN Light (Amber)
 (push to test).
 Comes on to indicate main gear doors not fully closed.

NOTE: Since the up latches for both the gear and the gear door are on the gear door itself, with landing gear lever up the GEAR DOOR OPEN light will be on with the LEFT/RIGHT RED GEAR light.



UPPER INSTRUMENT PANEL

Gear (LEFT, NOSE RIGHT) Light.

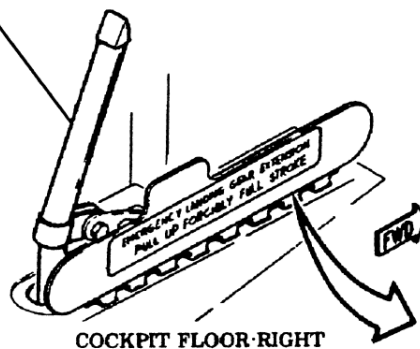
GREEN: Comes on to indicate landing gear lever down and landing gear down and locked; gear down and locked with emergency landing gear lever raised.

RED: Comes on to indicate: landing gear not down and locked and lever is down; main landing gear up but not locked and lever is up (in this case also the amber GEAR DOOR OPEN light is on); any unsafe gear condition; landing gear in transition or not in agreement with landing gear lever; gear up and locked and either one or both thrust levers retarded to within on-half inch of idle stop.

OFF: When gear lever is up and gear up and locked.

Emergency Landing Gear Lever.

When fully out, it mechanically releases the main gear door latches, nose gear overcenter lock and places gear hydraulic system in by pass condition, allowing gear to free fall and lock into position.



COCKPIT FLOOR-RIGHT

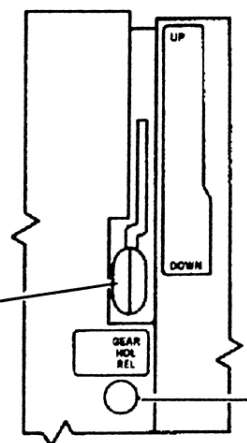


Landing Gear Lever.

UP: Retracts landing gear and actuates the up locks.

DOWN: Releases up locks, extends landing gear and actuates down locks.

NOTE: To prevent inadvertent retraction, the lever is locked in DOWN position until nose gear strut extends and moves the GSCM.



CENTER INSTRUMENT PANEL

GEAR HDL Button.

PUSHED: Provides a means of releasing the landing gear lever antiretract-latch if the GSCM malfunctions after take-off.

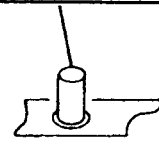
NOT FOR OPERATIONAL USE

Allitalia TEAM MD-80 OPERATIONS MANUAL	Landing Gear CONTROLS AND INDICATORS	VOL.	14-30-2
		1	1 AUG 97

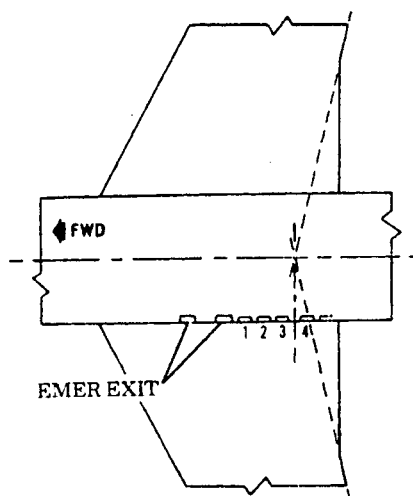
MAIN AND NOSE GEAR VISUAL DOWN LOCK SYSTEM

PASSENGER COMPARTMENT FLOOR, LEFT OF CENTER. APPROXIMATELY AT INTERSECTION OF LINE EXTENDED FROM WING FLAP LEADING EDGES.

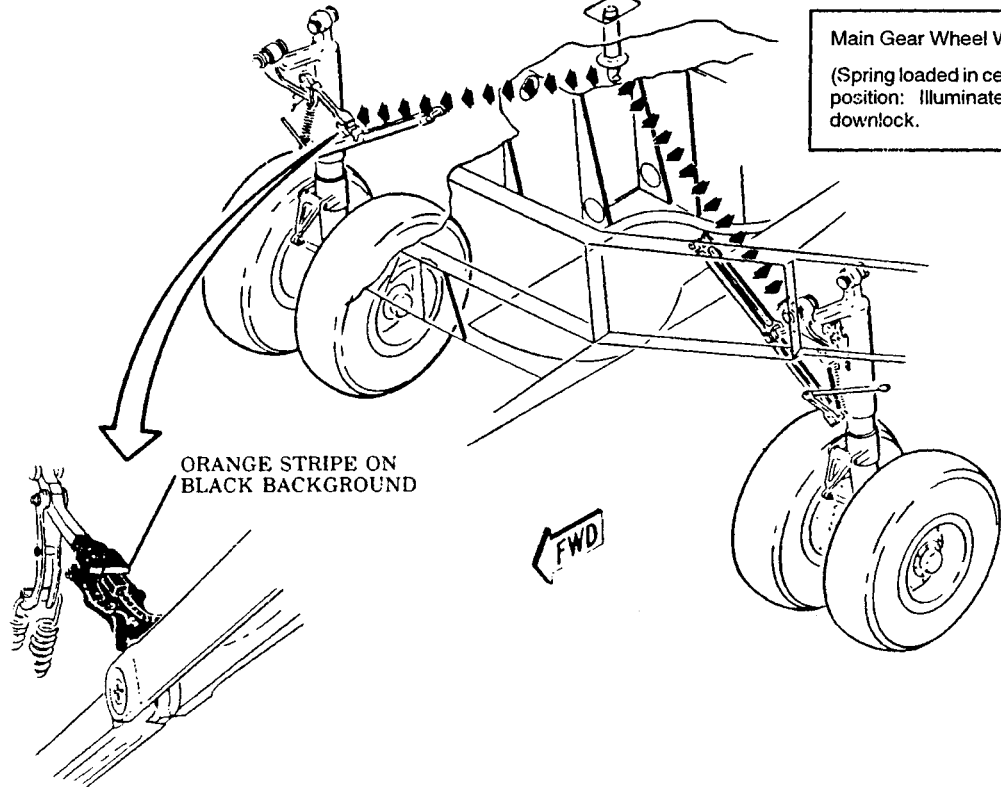
Nose Gear Downlock Indicator
 A button indicator will appear when the nose gear is fully extended and nose gear links are locked over center..



AFT PEDESTAL



Main Gear Wheel Well Lights Switch.
 (Spring loaded in center of position). Held in up position: Illuminates the main gear visual downlock.



VA1-3