

# **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 16 giugno 2004)

**INCIDENTE  
OCCORSO ALL'AEROMOBILE  
ATR 42, marche I-ATRF  
Aeroporto di Roma Fiumicino  
6 marzo 2003**

**N. A/9/04**

AGENZIA NAZIONALE  
PER LA SICUREZZA DEL VOLO

[www.ansv.it](http://www.ansv.it)

e-mail: [safety.info@ansv.it](mailto:safety.info@ansv.it)

# INDICE

OBIETTIVO DELL'INCHIESTA TECNICA .....	III
PREMESSA .....	IV
CAPITOLO I – INFORMAZIONI SUI FATTI .....	1
1. GENERALITA' .....	1
1.1. STORIA DEL VOLO .....	1
1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE .....	2
1.3. DANNI RIPORTATI DALL' AEROMOBILE .....	2
1.4. ALTRI DANNI .....	2
1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE .....	2
1.5.1. Equipaggio di volo .....	2
1.5.1.1. Comandante .....	3
1.5.1.2. Secondo pilota .....	3
1.5.2. Esperienza di volo .....	3
1.5.2.1. Comandante .....	3
1.5.2.2. Secondo pilota .....	4
1.5.3. Equipaggio di cabina .....	4
1.5.4. Passeggeri .....	4
1.6. INFORMAZIONI SULL' AEROMOBILE .....	4
1.6.1. Dati tecnici generali .....	4
1.6.2. Dati tecnico-amministrativi aeromobile .....	5
1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE .....	5
1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE .....	5
1.9. COMUNICAZIONI .....	5
1.10. INFORMAZIONI SULL' AEROPORTO .....	5
1.11. REGISTRATORI DI VOLO .....	6
1.12. ESAME DEL RELITTO .....	6
1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA .....	7
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.	Risultati esami <i>swinging lever</i> carrello principale sinistro. ....	9
1.16.2.	Analisi documentale. ....	9
1.16.3.	Azioni preventive. ....	10
1.16.3.1	ANSV. ....	10
1.16.3.2	ENAC. ....	11
1.17.	INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI. ....	12
1.18.	INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI. ....	12
1.19.	TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI. ....	14
CAPITOLO II - ANALISI. ....		15
2.	ANALISI. ....	15
2.1.	GESTIONE AVARIA DA PARTE DELL'EQUIPAGGIO. ....	15
2.2.	AUTORIZZAZIONE AMMINISTRATIVA VOLO N4 403. ....	15
2.3.	ANALISI DATI FDR. ....	16
2.4.	ROTTURA <i>SWINGING LEVER</i> – AZIONI MANUTENTIVE/ISPETTIVE. ....	18
CAPITOLO III - CONCLUSIONI. ....		20
3.	CONCLUSIONI. ....	20
3.1.	EVIDENZE. ....	20
3.2.	CAUSE. ....	21
3.2.1.	Causa incidente. ....	21
3.2.2.	Fattori contributivi. ....	21
CAPITOLO IV – RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA. ....		22
4.	RACCOMANDAZIONI. ....	22
ELENCO ALLEGATI. ....		23

## 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 (ANSV) 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 il 6 marzo 2003 alle ore 18.50 UTC (20.50 ora locale) sull'aeroporto di Fiumicino ed ha interessato un velivolo ATR 42-300 della compagnia Air Industria, marche di immatricolazione I-ATRF, che operava per conto della Minerva Airlines il volo N 4 403 da Roma a Rimini.

L'Agenzia è venuta a conoscenza dell'evento in via informale. Lo stesso le è stato poi comunicato dall'ENAV e dall'ENAC, che lo avevano originariamente classificato come inconveniente.

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). A seguito della notifica dell'incidente allo Stato di costruzione dell'aeromobile (Francia), l'omologa agenzia di sicurezza del volo (BEA) ha accreditato un rappresentante per assistere nel corso dell'inchiesta, nei limiti e modalità del citato Annesso 13, l'investigatore incaricato dell'ANSV.

# CAPITOLO I

## INFORMAZIONE SUI FATTI

### 1. GENERALITA'

L'incidente si è verificato il 6 marzo 2003 alle ore 18.50 UTC (20.50 ora locale) sull'aeroporto di Fiumicino ed ha interessato un velivolo ATR 42-300 della compagnia Air Industria, marche di immatricolazione I-ATRF, che operava per conto della Minerva Airlines il volo N 4 403 da Roma a Rimini. Il volo in argomento era in *code share* tra Alitalia e Minerva Airlines (AZ 7133/N4 403) e doveva essere inizialmente operato dalla compagnia Italy First in virtù di un noleggio *short notice* con la Minerva Airlines. Italy First, a sua volta, per indisponibilità del vettore, ha noleggiato aereo ed equipaggio dalla Air Industria.

L'investigatore dell'Agenzia è giunto sul posto dell'incidente poco tempo dopo il verificarsi dell'evento per effettuare i primi rilievi necessari alla conduzione dell'inchiesta tecnica.

#### 1.1. STORIA DEL VOLO

L'aeromobile coinvolto nell'incidente era atterrato regolarmente alle ore 16.00 UTC a Fiumicino, proveniente da Rimini (volo N4 406) ed aveva effettuato altri due voli nella stessa giornata, per un totale di tre atterraggi ed oltre tre ore di volo, senza riportare avarie.

Dopo l'imbarco dei 42 passeggeri, avendo ricevuto l'autorizzazione al rullaggio, l'aeromobile procedeva regolarmente dallo stand E3 all'intersezione BB per il decollo dalla pista 25. Dopo una brevissima attesa, eseguiti i controlli pre-decollo ("Before take off" check list), l'aeromobile veniva autorizzato all'allineamento e al decollo immediato. Mentre l'equipaggio, con i freni applicati, erogava potenza ai motori, si udiva, al raggiungimento dell'80% circa di *torque*, un colpo brusco con conseguente imbardata a sinistra dell'aeromobile. Immediatamente veniva abortita la procedura di decollo ed inserito il freno di parcheggio. L'aeromobile era inamovibile in quanto si era avuto il cedimento di un componente dell'assieme sinistro della gamba carrello principale, in particolare la cosiddetta *swinging lever* (SL), elemento che collega l'assale delle ruote (2 per parte) con la gamba di forza del carrello.

Non sussistendo alcun pericolo di incendio, i passeggeri venivano fatti sbarcare regolarmente e riprotetti su altri voli per Rimini.

## 1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE

<i>lesioni</i>	<i>equipaggio</i>	<i>passaggeri</i>	<i>Altri</i>
mortali	-	-	-
gravi	-	-	-
leggere	-	-	-

## 1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE

Il cedimento della gamba del carrello sinistro ha a sua volta determinato il danneggiamento della carenatura dell'alloggiamento carrello stesso. I tubi flessibili che portano il fluido idraulico ai ceppi freni sono stati anch'essi danneggiati, determinando la fuoriuscita di fluido sull'asfalto, senza particolari conseguenze.



## 1.4. ALTRI DANNI

La gamba di forza del carrello sinistro, a seguito del cedimento della *swinging lever*, ha urtato la pista senza, però, arrecare particolari danni al manto.

## 1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE

### 1.5.1. Equipaggio di volo



### **1.5.1.1. Comandante**

Comandante:	maschio, nazionalità italiana, età 41 anni.
Titoli aeronautici:	licenza pilota di linea, rilasciata in data 21 giugno 1999, in corso di validità.
Abilitazioni:	vari velivoli SEP e MEP, DC-9 e MD-80 come copilota, ATR 42/72, istruttore VFR e IFR.
Controllo medico:	in corso di validità.
Ultimo <i>Recurrent Training</i> (RT):	11 giugno 2002.
Ultimo <i>Type Rating</i> (TR):	23 luglio 2002.
Ultimo <i>Proficiency Check</i> :	12 gennaio 2003.
Ultimo <i>Line Check</i> :	14 settembre 2002.

### **1.5.1.2. Secondo pilota**

Secondo pilota:	maschio, nazionalità italiana, età 31 anni.
Titoli aeronautici:	licenza pilota commerciale di velivolo, rilasciata in data 7 dicembre 1999, in corso di validità.
Abilitazioni:	Vm/a SEP, Vp/a Beech MEP, Vp/a Piper MEP, ATR 42/72.
Controllo medico:	in corso di validità.
Ultimo <i>Recurrent Training</i> (RT):	29 settembre 2002.
Ultimo <i>Type Rating</i> (TR):	29 settembre 2002.
Ultimo <i>Proficiency Check</i> :	29 settembre 2002.
Ultimo <i>Line Check</i> :	29 ottobre 2002.

## **1.5.2. Esperienza di volo**

### **1.5.2.1. Comandante**

Ore di volo totali:	7.685 circa.
Ore di volo totali sul tipo:	1.159.
Ore di volo negli ultimi 90 gg:	115h 37'.
Ore di volo negli ultimi 60 gg:	72h 04'.
Ore di volo negli ultimi 30 gg:	23h 28'.
Ore di volo nelle ultime 72 ore:	1h 28'.
Ore di volo nelle ultime 24 ore:	1h 28'.

### 1.5.2.2. Secondo pilota

Ore di volo totali:	740h 11'.
Ore di volo totali sul tipo:	232h 11'.
Ore di volo negli ultimi 90 gg:	79h 53'.
Ore di volo negli ultimi 60 gg:	42h 16'.
Ore di volo negli ultimi 30 gg:	19h 13'.
Ore di volo nelle ultime 72 ore:	1h 28'.
Ore di volo nelle ultime 24 ore:	1h 28'.

### 1.5.3. Equipaggio di cabina

Il membro di equipaggio di cabina era addestrato e qualificato in accordo alla normativa in vigore.

### 1.5.4. Passeggeri

I 42 passeggeri del volo N4 403 sono stati avvisati prontamente dal comandante, il quale ha spiegato loro cosa fosse successo mediante il Public Address (PA), in modo da tranquillizzarli. Essi hanno reagito serenamente ed abbandonato l'aeromobile ordinatamente dalla *main door* dopo l'arrivo sottobordo dell'intercampo, richiesto dall'equipaggio.

## 1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE

### 1.6.1. Dati tecnici generali

Peso al decollo:	16.734 Kg.
Peso massimo al decollo:	16.900 Kg.
Zero "Fuel weight":	15.434 Kg.
Combustibile al decollo:	1.300 Kg.
Ore aeromobile con Air Industria:	1.150,37 ( <i>stick to stick</i> ).
	1.408,06 ( <i>Block to block</i> ).
Ore aeromobile totali:	27.472.
Cicli totali:	28.492.
Motori installati:	2 turboprop P&W Canada PW 120.
Eliche:	2 tipo HS 14SF-5 P/N 802255-1 e S/N 792000-3.

### **1.6.2. Dati tecnico-amministrativi aeromobile**

Tipo di aeromobile:	ATR 42-300.
Modello:	120.
Numero di costruzione:	034.
Anno di costruzione:	1986.
Marche di registrazione:	I-ATRF.
Certificato di immatricolazione:	n. 7.907.
Certificato di navigabilità:	n. 11.616/a del 13.12.1986; validità dopo ultimo rinnovo fino al 17.8.2003.
Specifiche di navigabilità:	n. 11.616/b.
Esercente:	Air Industria S.p.A., titolare di COA I-028 (JAR OPS1) valido fino al 21.08.2003.
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). La temperatura era di 10° C, il *dew point* di 8° C ed il QNH di 1017 millibar.

### **1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE**

Non pertinente (n.p.).

### **1.9. COMUNICAZIONI**

n.p.

### **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

Sull'aeromobile erano installati un registratore dei dati di volo a nastro magnetico (*Universal Flight Data Recorder* – UFDR, di seguito indicato con l'acronimo FDR) della Honeywell (ex Sunstrand e Allied Signal) P/N 980-4100-duxn, S/N 2920, ed un registratore delle voci e rumori in cabina di pilotaggio (Cockpit Voice Recorder – CVR), sempre della Honeywell. Entrambi sono stati rimossi dopo l'evento da parte del personale tecnico dell'operatore e messi a disposizione dell'Agenzia.

Data la particolarità dell'evento non si è ritenuto necessario decodificare le informazioni contenute nel CVR, ma solo quelle relative al FDR. Non essendo completamente operativo, alla data dell'evento, il laboratorio tecnico dell'Agenzia, il FDR è stato decodificato, sotto la costante supervisione dell'investigatore incaricato, presso il laboratorio dell'Alitalia. Il file dei dati cosiddetti grezzi (*raw data*) è stato successivamente elaborato utilizzando il programma RAPS 6.0, installato presso il laboratorio dell'ANSV. Con RAPS è possibile decodificare, analizzare e presentare in forma tabulare, grafica ed animata i dati contenuti nei FDR. Per poter decodificare correttamente la sequenza dei dati occorre utilizzare un file in formato “ffd” (*frame format descriptor*), che varia in funzione dell'aeromobile e della particolare FDAU installata (*Flight Data Acquisition Unit* – interfaccia tra i sensori dell'aeromobile ed il FDR).

Nel caso in esame, l'Agenzia ha ottenuto dal BEA, in forma già validata, il file “ffd” valido per l'ATR 42-300. E' stato pertanto possibile decodificare i *raw data* utilizzando RAPS 6.0 presso il laboratorio dell'Agenzia ed analizzare i dati relativi all'evento ed ai precedenti voli effettuati dall'I-ATRF. In particolare, sono stati presi in considerazione i dati relativi alle accelerazioni laterali, longitudinali e normali dell'aeromobile durante gli atterraggi effettuati nei precedenti voli, oltre ai dati motore (*torque*) e ai parametri di volo (quota, velocità, ecc.). Ciò allo scopo di verificare se la rottura dell'articolazione del carrello sinistro fosse da imputarsi e/o riconducibile ad un atterraggio effettuato fuori dai limiti previsti.

## 1.12. ESAME DEL RELITTO

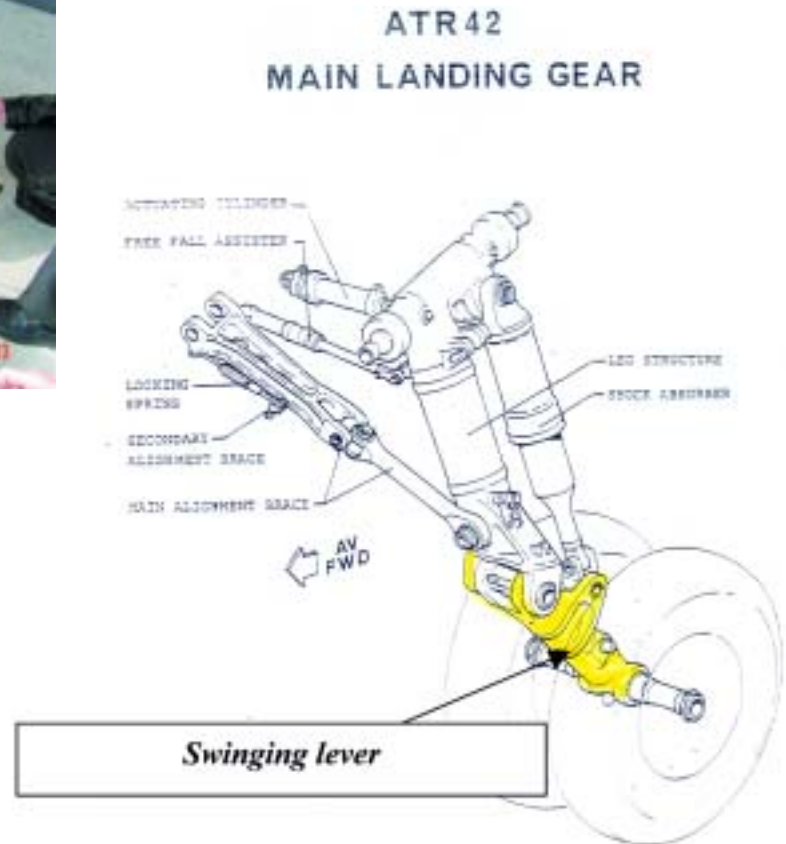
Allo scopo di valutare i danni all'aeromobile e consentire di liberare la pista, si è reso necessario sollevare mediante una apposita attrezzatura la parte sinistra dell'aeromobile, dove il carrello era collassato.

E' stato pertanto possibile constatare la rot-





tura a circa 1/3 della propria lunghezza della cosiddetta *SWINGING LEVER* (P/N D56771-6 S/N 122 B10), particolare del carrello di atterraggio che collega l'assale delle ruote con la gamba di forza del carrello (vedasi particolare in giallo nello schema a lato).



Tale rottura ha determinato il collasso della gamba di forza del carrello sinistro, che si è appoggiata sulla pista non consentendo alcun movimento all'aeromobile. Sollevata la parte sinistra dell'aeromobile mediante la citata attrezzatura, è stato possibile rimuoverlo dalla pista e riportarlo al parcheggio. Con l'intervento, nei giorni successivi all'evento, di un tecnico specializzato del costruttore del carrello, Messier-Dowty, si è rimosso il pezzo in argomento, utilizzando una attrezzatura particolare non disponibile presso l'esercente stesso. L'investigatore incaricato dell'Agenzia ha costantemente supervisionato le operazioni effettuate sull'aeromobile ed ha preso in consegna la *swinging lever* rotta per il successivo invio presso dei laboratori specializzati in indagini frattografiche al fine di determinare le modalità e la causa/e della rottura.

### 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 42 passeggeri ha riportato lesioni e/o accusato eventuali malori.

## 1.14. INCENDIO

n.p.

## 1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA

n.p.

## 1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE

### 1.16.1. Analisi tecniche

Già a seguito dei primi accertamenti effettuati sul luogo dell'incidente era stata individuata la causa primaria dell'evento, e cioè il cedimento della gamba di forza del carrello principale sinistro determinato dalla rottura della *swinging lever* (SL), organo di collegamento tra la struttura del carrello e la ruota.

La rottura si è innescata nella zona ventrale dello SL in prossimità della carena anteriore sottostante l'ammortizzatore (*Shock Absorber*).

Dall'esame della storia manutentiva è risultato che il carrello è stato revisionato (*overhaul*) nel mese di novembre 1995 e da allora la *swinging lever* aveva totalizzato 12.765 cicli<sup>1</sup> (*Cycles Since Overhaul - CSO*). I cicli totali del particolare in questione, alla data dell'evento, risultavano essere 26.139 (*Cycles Since New - CSN*), vale a dire 7.177 in meno rispetto al limite di vita sicura di 33.316 cicli (*safe life*<sup>2</sup>).

Nell'intervallo tra due revisioni generali, pari a 8 anni del carrello, non sono previste delle ispezioni periodiche al componente in argomento.

Si è ritenuto pertanto necessario effettuare degli esami di laboratorio per accertare le cause del prematuro cedimento strutturale. In data 17 marzo 2003 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 tecniche.



---

<sup>1</sup> Un ciclo corrisponde ad una completa estensione e retrazione del carrello.

<sup>2</sup> *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 33.316 cicli.

### **1.16.1.1. Risultati esami *swinging lever* carrello principale sinistro**

Il protocollo delle indagini effettuate è stato messo a punto dai tecnici dei laboratori del CSV e concordato nell'ambito di una riunione *ad hoc* tenutasi presso l'aeroporto di Pratica di Mare il 25 marzo 2003, con i rappresentanti della casa costruttrice dell'aeromobile (ATR) e del costruttore del carrello (Messier-Dowty). Alla riunione erano presenti i rappresentanti dell'ANSV e del BEA. La relazione del CSV n. 03/067 relativa ai risultati delle indagini effettuate è riportata integralmente in Allegato B.

Dagli esami effettuati si è potuto stabilire che la rottura si è verificata a seguito di un fenomeno di fatica innescatosi da difetti superficiali pre-esistenti che si sono manifestati come locali disomogeneità nella composizione del materiale. Nella zona di innesco della cricca si è constatato, tramite l'analisi chimica del materiale, un maggior contenuto di silicio rispetto alla composizione media della lega (a base di Alluminio tipo AA 7010).

Sono state riscontrate diverse zone con anomala concentrazione di silicio, le cui dimensioni erano quelle approssimativamente previste per un difetto iniziale che porta alla rottura del pezzo per fatica in un numero di cicli operativi confrontabile con quelli realmente effettuati.

A conclusione delle indagini presso il CSV, il pezzo è stato inviato, dietro richiesta del BEA, presso i laboratori della Messier-Dowty, insieme alla SL appartenente alla gamba carrello di destra, per poter effettuare delle ulteriori indagini sul materiale utilizzato. Lo scopo è stato principalmente quello di identificare con esattezza il lotto di produzione cui le due SL appartenevano ed effettuare ulteriori indagini metallografiche. I risultati di tali analisi hanno confermato che la causa iniziale della rottura a fatica era la presenza di una concentrazione anomala di silicio nella zona di formazione iniziale della cricca. Anche altre SL appartenenti allo stesso lotto di produzione presentavano la stessa caratterizzazione metallurgica con anomale concentrazioni di silicio, dovuta ad un difetto nella colata di fusione per la produzione delle SL.

### **1.16.2. Analisi documentale**

Allo scopo di raccogliere elementi utili ai fini della conduzione dell'inchiesta tecnica, l'ANSV ha provveduto ad acquisire quanto di seguito specificato.

- Copia della documentazione tecnico-amministrativa dell'aeromobile, in particolare: certificato di aeronavigabilità, certificato di immatricolazione ed altri documenti obbligatori secondo la vigente normativa, tra cui la licenza di stazione radio e la nota di assicurazione.
- Copia della documentazione manutentiva dell'aeromobile, con particolare riferimento alla lista delle ispezioni e degli interventi effettuati sul carrello principale negli ultimi 90 giorni.

- Copia della documentazione relativa all'esperienza di volo dell'equipaggio (licenza e ore di volo totali sulla macchina).
- Service Bulletin applicabili al carrello principale.
- Copia del manuale operativo dell'operatore e del manuale di manutenzione.
- Dati relativi alla ultima revisione del carrello effettuata presso la Hydrep in Francia.
- Copia della relazione per il calcolo della vita a fatica dei componenti del carrello in base alla vita operativa ai diversi pesi massimi al decollo.

### 1.16.3. Azioni preventive

#### 1.16.3.1. ANSV

Sulla base dei primi rilievi visivi effettuati presso il Reparto chimico-Gruppo materiali strutturali del Centro sperimentale volo dell'Aeronautica militare italiana, è emerso che la rottura del pezzo era da imputarsi alla propagazione di una cricca di fatica che si era estesa per circa 1/4 della sezione resistente, prima della rottura finale di schianto. In attesa del completamento degli esami di laboratorio per determinare in modo più



dettagliato i fattori causali della rottura, l'Agenzia ha emanato, in data 19 marzo 2003, a fini di prevenzione, un messaggio di allerta (Allegato A). Lo scopo di tale messaggio è stato quello di informare tempestivamente le autorità preposte circa l'evento (ENAC e Ministero della difesa-Direzione generale degli armamenti aeronautici), affinché valutassero l'opportunità di emanare un avviso di sicurezza agli operatori che utilizzavano aeromobili ATR 42 (serie 300 e altre serie per le quali la *swinging lever* avesse lo stesso P/N della 300), informandoli dell'evento e della necessità di effettuare i controlli preventivi ritenuti più idonei ad identificare eventuali cricche, soprattutto ai componenti a più elevato numero di cicli. La Direzione generale degli armamenti aeronautici del Ministero della difesa, competente per la aeronavigabilità degli aeromobili di Stato, ha subito comunicato che i velivoli ATR 42, in dotazione alla Guardia di Finanza, non erano interessati in quanto aventi una SL con diverso P/N. Le azioni effettuate, invece, dall'ENAC, sono riportate in dettaglio nel paragrafo seguente.

Nel corso delle stesse indagini sulla SL, si sono svolte due riunioni sullo stato di avanzamento



dei lavori presso il Reparto chimico del CSV, cui hanno potuto partecipare rappresentanti di tutte le parti coinvolte nell'evento, tra cui il BEA, con i suoi *advisors*, la Direzione generale dell'aviazione civile francese (DGAC), responsabile della certificazione di tipo dell'ATR 42 e della *continuous airworthiness*, l'ATR, costruttore dell'aeromobile, la Messier-Dowty, progettista e costruttore del carrello di atterraggio, nonché l'ENAC in veste di osservatore.

### 1.16.3.2. ENAC

Il recepimento da parte dell'ENAC del messaggio di allerta dell'Agenzia si è concretizzato inizialmente attraverso l'emanazione, da parte del Dipartimento sicurezza, di un messaggio urgente indirizzato a tutte le strutture periferiche dell'ENAC competenti. Tale messaggio si prefiggeva lo scopo di informare tutti gli operatori di ATR 42 sulla necessità di effettuare i controlli preventivi ritenuti più idonei ad identificare eventuali crinature sulle *swinging lever* dei carrelli di atterraggio. Nel contempo il Servizio manutenzione e produzione dell'ENAC provvedeva ad effettuare una ricognizione a livello nazionale tesa ad acquisire una serie di dati riguardanti le *swinging lever* installate su aeromobili ATR 42 immatricolati in Italia e su aeromobili dello stesso tipo, con marche estere, in locazione presso esercenti nazionali. Tale ricognizione riguardava l'acquisizione dei seguenti dati:

- Part number e Serial number delle *swinging lever*;
- identificazione dell'aeromobile (marche e base di armamento);
- limite di vita applicabile e intervallo di revisione;
- cicli totalizzati e cicli da ultima revisione;
- utilizzazione media mensile.

La ricognizione ha evidenziato che nessun esercente nazionale, ad eccezione dell'Air Industria, operava con ATR 42 su cui risultavano installate *swinging lever* con P/N 56771-6.

ENAC ha inoltre informato la corrispondente autorità per l'aviazione civile francese, la DGAC, circa l'evento stesso e sulla necessità di valutare l'adozione di eventuali provvedimenti cautelativi, come per esempio il ricorso, in attesa delle conclusioni delle indagini frattografiche e metallogiche sul pezzo rotto, a sistemi di controlli non distruttivi.

Come già evidenziato nel paragrafo precedente, a conclusione delle indagini presso il Reparto chimico del Centro sperimentale volo sulla *swinging lever* rotta, tutti gli enti interessati sono stati informati dall'Agenzia circa i risultati e le eventuali azioni preventive da intraprendere. Le autorità francesi hanno recepito le conclusioni di tali indagini, riconoscendo come causa iniziale della rottura a fatica della *swinging lever* la presenza di una concentrazione anomala di silicio nella zona di formazione iniziale della cricca. Successive indagini della DGAC, condotte unita-

mente ad ATR ed alla Messier-Dowty, hanno portato a sospettare che tale tipologia di difetto potesse essere presente in altre *swinging lever* costruite con materiale proveniente dallo stesso lotto. Ciò ha portato all'individuazione dei numeri di serie delle SL coinvolte, che risultavano essere da 115 a 151 incluso. Il S/N della SL dell'I-ATRF era difatti pari a 122.

Sulla base di quanto sopra rappresentato la DGAC ha pertanto emesso in data 1 ottobre 2003 una Consigne de Navigabilité ref. 2003-376 - Airworthiness Directive (AD) n. 2003-376 (copia in Allegato C), che rendeva obbligatoria la sostituzione delle articolazioni del carrello principale (*swinging lever*) P/N D56771, aventi numero di serie da 115 a 151 inclusi, entro il 31 dicembre 2003. L'ENAC, a sua volta, valutata positivamente la AD francese, provvedeva, sulla base della stessa, all'emissione della Prescrizione di Aeronavigabilità (PA) ENAC n. 2003-332, datata 1 ottobre 2003 (copia in Allegato C) che rispecchia integralmente quanto prescritto dall'autorità francese.

## **1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI**

n.p.

## **1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI**

Allo scopo di prevenire incidenti simili, in attesa di conoscere l'esito delle indagini frattografiche, sono state intraprese alcune azioni da parte di tutte le autorità interessate – ANSV, ENAC, DGAC, ATR, Messier-Dowty. Si riportano di seguito, in ordine temporale, le azioni sopra dette più significative.

10 marzo 2003:           notifica dell'incidente, da parte dell'ANSV, all'ICAO ed al BEA (Francia, Stato di costruzione), come previsto dall'Annesso 13 alla Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale.

11 marzo 2003:           designazione, da parte del BEA, del rappresentante accreditato e di due suoi consulenti tecnici nell'inchiesta tecnica di competenza dell'Agenzia.

14 – 17 marzo 2003:   rimozione della *swinging lever* dall'I-ATRF da parte dei tecnici della Messier-Dowty, con la supervisione dell'investigatore incaricato, per il successivo invio presso i laboratori del Reparto chimico del Centro sperimentale volo–Aeronautica militare presso l'aeroporto di Pratica di Mare.

- 19 marzo 2003: messaggio di allerta dell'ANSV all'ENAC e Ministero della difesa per informarli dell'accaduto, invitandoli, in attesa del completamento degli esami di laboratorio, a valutare l'opportunità di emanare un avviso di sicurezza agli operatori che utilizzavano aeromobili ATR 42 (serie 300 e altre serie per le quali la *swinging lever* avesse lo stesso P/N della 300), informandoli dell'evento e della necessità di effettuare i controlli preventivi ritenuti più idonei ad identificare eventuali crinature.
- 24 marzo 2003: ENAC informa la DGAC sull'evento e sulla necessità di condurre delle ispezioni sui carrelli di atterraggio degli ATR 42 come soluzione provvisoria, in attesa della conclusioni delle indagini frattografiche e metallurgiche sulla SL rottasi.
- 25 marzo 2003: prima riunione presso il Reparto chimico per la definizione del protocollo delle indagini e per far visionare il pezzo rotto ai tecnici della Messier-Dowty. In particolare, hanno partecipato, oltre all'investigatore incaricato, tecnici militari del Reparto chimico, rappresentanti dell'operatore, del BEA, di ATR e della Messier-Dowty.
- 28 marzo 2003: invio del *Preliminary Report* all'ICAO ed al BEA, come previsto dall'Annesso 13, capitolo 7 "ADREP Reporting" e compilato secondo le indicazioni contenute nel Doc. ICAO 9156 "Accident/Incident Reporting Manual – Chapter 1 para 1.3 Accidents". Il Preliminary Report deve essere compilato per aeromobili di peso superiore a 2.250 Kg (l'ATR-42 ha un peso massimo al decollo di 16.900 Kg) e deve essere inviato entro 30 giorni dalla data dell'incidente allo Stati interessati (normalmente lo Stato di costruzione, di progettazione, di immatricolazione, dell'operatore) ed all'ICAO – AIG.
- 17 aprile 2003: seconda riunione presso il Reparto chimico per fare il punto sulla situazione delle indagini; ad essa hanno partecipato, oltre all'investigatore incaricato, anche rappresentanti dell'ENAC, i quali hanno potuto constatare visivamente le condizioni della *swinging lever* rotta, oggetto delle indagini.
- 21 maggio 2003: ENAC comunica all'ANSV che ha provveduto ad effettuare una ricognizione a livello nazionale tesa ad acquisire dati sulle SL installate su ATR 42 operati da esercenti nazionali.
- 22 maggio 2003: terza ed ultima riunione presso il Reparto chimico a conclusione delle indagini effettuate sulla *swinging lever* rotta. Ad essa, oltre all'investigatore

incaricato, hanno partecipato rappresentanti del Reparto chimico (4), BEA (2), Air Industria (3), ATR (2), ENAC (3), DGAC (2), Messier-Dowty (4). Tutti i partecipanti, preso atto delle conclusioni delle indagini, hanno concordato sulla necessità di far effettuare delle indagini similari sulla articolazione del carrello di destra da parte della Messier-Dowty, allo scopo di verificare se anche in tale caso vi fossero delle disomogeneità di materiale, che potessero ricondursi ad un difetto di fusione del lotto di produzione corrispondente. E' emersa inoltre l'esigenza di identificare le *swinging lever* appartenenti allo stesso lotto di produzione di quelle dell'I-ATRF.

21 agosto 2003: riunione a Bidos (Francia) presso i laboratori della Messier-Dowty, cui hanno partecipato rappresentanti del BEA, della Messier-Dowty, DGAC e ATR. Sono stati illustrati i risultati delle indagini effettuate sulla *swinging lever* (SL) montata sul carrello destro dell'I-ATRF, che non presentava comunque alcuna crinatura di rilievo. Da indagini fatte da Messier-Dowty si è appurato che le SL appartenenti allo stesso lotto e montate su carrelli di aeromobili in servizio erano 37, comprese le due dell'I-ATRF. Esse avevano un numero di serie da 115 a 151 incluso.

30 settembre 2003: emissione da parte di ATR di un messaggio a tutti gli operatori di ATR-42 (200 – 300 - 320), All Operator Message 42/2003/04 Issue 1, con il quale si informa dell'incidente dell'I-ATRF, sulle cause della prematura rottura della *swinging lever* del carrello principale sinistro e della imminente emissione di una AD da parte della DGAC per la risoluzione della problematica evidenziata.

1 ottobre 2003: DGAC emette la *Airworthiness Directive* (AD) n. 2003-376, che rende obbligatoria la sostituzione delle articolazioni del carrello principale (*swinging lever*) P/N D56771, aventi numero di serie da 115 a 151 inclusi, entro il 31 dicembre 2003.

ENAC emette la Prescrizione di Aeronavigabilità (PA) ENAC n. 2003-332, datata 1 ottobre 2003, che rispecchia integralmente quanto prescritto dalla DGAC.

## **1.19. TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI**

n.p.

## CAPITOLO II

### ANALISI

## 2. ANALISI

### 2.1. GESTIONE AVARIA DA PARTE DELL'EQUIPAGGIO

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

Lo stesso equipaggio aveva effettuato la tratta precedente da Rimini a Roma Fiumicino (volo N4 406), senza riscontrare avarie. L'atterraggio a Roma Fiumicino era stato regolarmente effettuato, senza eccessivi carichi sul carrello di atterraggio, come confermato dall'analisi delle accelerazioni longitudinali e verticali ricavate dalla lettura dei dati del FDR (vedasi successivo paragrafo 2.3 per l'analisi più dettagliata).

La gestione dell'avaria è stata effettuata con professionalità e nel rispetto delle procedure previste. L'equipaggio, valutato che non sussistevano pericoli immediati per i passeggeri, ha ritenuto opportuno non effettuare l'evacuazione di emergenza dall'aeromobile ed aspettare l'arrivo sottobordo dell'intercampo per il trasporto dei passeggeri al terminal.

### 2.2. AUTORIZZAZIONE AMMINISTRATIVA N4 403

Il volo N4 403 era un volo in *code share* tra Alitalia e Minerva Airlines (MA). La MA, in conformità ai requisiti della circolare ENAC EAL-07 del 21 gennaio 2002 che disciplina il noleggio di aeromobili *short notice*, ha notificato alle Direzioni di circoscrizione aeroportuali (DCA) interessate dalle operazioni di volo (nel caso in esame quelle di Rimini e Roma Fiumicino) che la società Italy First avrebbe operato dei voli nel periodo 6-10 marzo 2003 per conto della stessa MA, utilizzando a noleggio aereo ed equipaggio (*wet lease*) della Air Industria. Italy First, a sua volta, ha notificato le stesse informazioni alle DCA interessate, come previsto dalla citata circolare. Il volo in esame è stato demandato dalla Italy First alla Air Industria. Secondo quanto riportato nella predetta circolare EAL-07, non era necessario che l'ENAC autorizzasse formalmente il noleggio, in quanto il periodo richiesto non superava i cinque giorni consecutivi (6-10 marzo 2003).

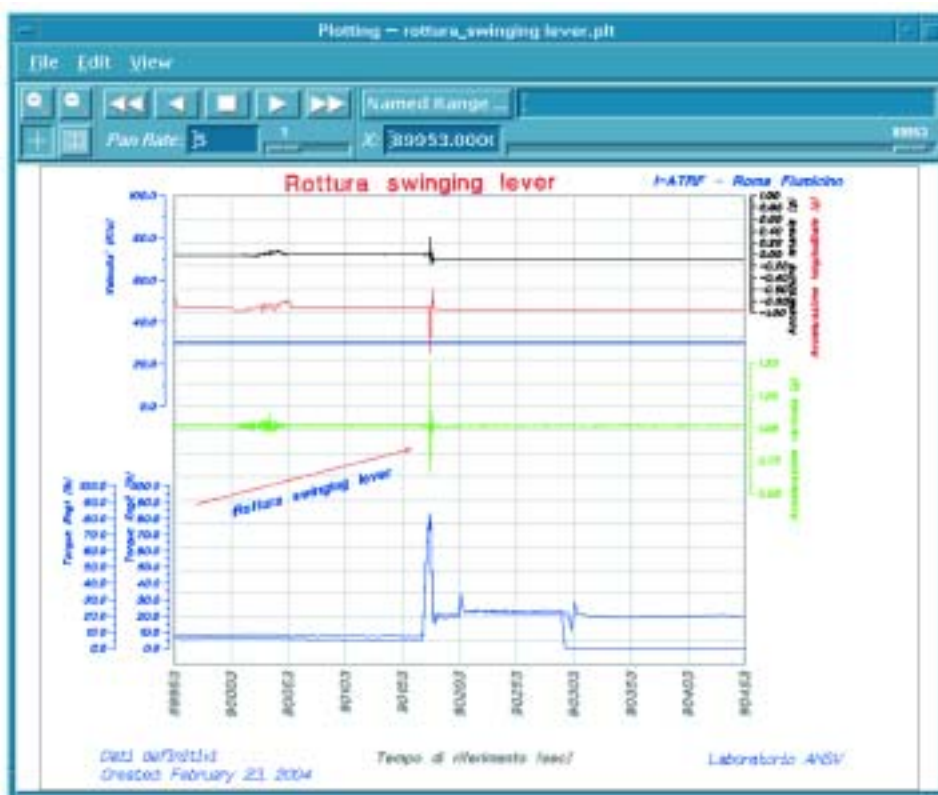
Da un punto di vista amministrativo, quindi, il volo N4 403 era regolarmente autorizzato e valido.

## 2.3. ANALISI DATI FDR



Come già riportato nella prima parte della relazione, i dati del CVR, data la particolarità dell'evento, non sono stati decodificati. Solo i dati contenuti nel FDR sono stati decodificati ed analizzati relativamente agli atterraggi effettuati dall'I-ATRIF nei voli precedenti. In particolare, l'aeromobile aveva effettuato nella stessa giornata tre voli (N4 402 – Rimini/FCO, N4 401 - FCO/Rimini e N4 406 – Rimini/FCO), totalizzando 3h e 13 minuti di volo, con tre atterraggi. Allo scopo di poter escludere che la rottura della *swinging lever* potesse essere stata indotta e/o favorita da atterraggi cosiddetti “pesanti”, effettuati cioè con forti sollecitazioni sulla struttura e sul carrello di atterraggio, sono stati analizzati i dati relativi alle accelerazioni verticali, longitudinali e laterali.

Dall'analisi dei dati relativi ai tre atterraggi effettuati dall'aeromobile si è potuto constatare che i valori delle citate accelerazioni sono nella norma ed in particolare l'accelerazione verticale non ha superato in alcun caso il valore di 1,25 g. Nel grafico sopra riportato sono evidenziati i dati più significativi relativi all'ultimo volo effettuato (N4 406). In esso si può notare come i valori delle accelerazioni sui tre assi (verticale, laterale e longitudinale) siano relativamente nella



norma; quella verticale, infatti, non supera il valore di 1,15 g.

Sulla base di quanto sopra riportato, relativamente ai valori delle accelerazioni verticali, si può pertanto escludere che la rottura della SL possa essere ricondotta e/o essere stata determinata da uno o più atterraggi cosiddetti “pesanti”, effettuati cioè con forti sollecitazioni sulla struttura e sul carrello di atterraggio.

Dai valori delle accelerazioni, inoltre, è stato possibile determinare con esattezza il momento durante il quale si è avuta la rottura della *swinging lever*. Come si nota dal grafico riportato in questa pagina, infatti, in corrispondenza del valore di 80% di *torque* per entrambi i motori, con l’aeromobile fermo in pista per i controlli pre-decollo, vi è una repentina variazione delle accelerazioni verticale, longitudinale e laterale, proprio per l’effetto della rottura di schianto della articolazione del carrello di atterraggio sinistro. L’equipaggio, infatti, mentre erogava potenza ai motori, con i freni applicati, al raggiungimento dell’80% circa di *torque* udiva un colpo brusco con conseguente imbardata a sinistra.

I grafici sopra evidenziati, relativi all’ultimo volo (N4 406) ed al momento della rottura della *swinging lever*, unitamente ad altri grafici relativi ai precedenti voli effettuati dall’I-ATRF, sono riportati in forma più organica nell’Allegato D.

## 2.4. ROTTURA SWINGER LEVER - AZIONI MANUTENTIVE/ISPETTIVE

Già dalle prime indagini effettuate presso il Reparto chimico–Gruppo materiali strutturali del Centro sperimentale volo dell’Aeronautica militare italiana era emerso che la rottura della *swinging lever* era da imputarsi alla propagazione di una cricca di fatica che si era estesa per circa 1/4 della sezione resistente, prima della rottura finale di schianto. Le successive analisi, condotte sia presso il suddetto Reparto, sia presso il costruttore del carrello – Messier-Dowty - hanno confermato che la rottura si è verificata a seguito di un fenomeno di fatica innescato da difetti superficiali pre-esistenti, che si sono manifestati come locali disomogeneità nella composizione del materiale. Nella zona di innesco della cricca si è constatato, tramite l’analisi chimica del materiale, un maggior contenuto di silicio rispetto alla composizione media della lega (a base di alluminio tipo AA 7010). Tale anomala concentrazione di silicio è stata pertanto considerata la causa primaria dell’innesco della fatica. La conformità alle specifiche di progetto delle caratteristiche chimiche e microstrutturali, unitamente alla regolare finitura esterna e all’assenza di fenomeni corrosivi, hanno portato ad escludere che la fatica potesse essere stata determinata dalla tipologia di materiale impiegato o ai trattamenti termici e superficiali subiti dal pezzo.

Anche altre SL appartenenti allo stesso lotto di produzione presentavano la stessa caratterizzazione metallurgica con anomale concentrazioni di silicio, dovuta ad un difetto nella colata di fusione per la produzione delle SL. Esse sono state individuate e sostituite sulla base della Consigne de Navigabilité ref. 2003-376 - Airworthiness Directive (AD) n. 2003-376 emessa in data 1 ottobre 2003 dalla DGAC francese, che rendeva obbligatoria la sostituzione delle articolazioni del carrello principale (*swinging lever*) P/N D56771, aventi numero di serie da 115 a 151 inclusi, entro il 31 dicembre 2003. L’ENAC, a sua volta, valutata positivamente la AD francese, ha provveduto, sulla base della stessa, all’emissione della Prescrizione di Aeronavigabilità (PA) ENAC n. 2003-332, datata 1 ottobre 2003, che rispecchia integralmente quanto prescritto dalla predetta DGAC francese.

Successive analisi condotte dalle autorità francesi hanno confermato che la problematica riferibile alla anomala concentrazione di silicio per le *swinging lever* del carrello di atterraggio dell’ATR 42 era circoscritta ad un solo lotto di produzione. Tale lotto è stato individuato e con l’emissione della citata AD la problematica è stata definitivamente risolta.



Dall'esame della storia manutentiva è risultato che il carrello era stato revisionato nel mese di novembre 1995 e da allora la *swinging lever* aveva totalizzato 12.765 cicli (CSO).

I cicli totali del particolare alla data dell'evento risultavano essere 26.139 (CSN), vale a dire 7.177 in meno rispetto al limite di vita a fatica pari a 33.316 cicli. Nell'intervallo tra due revisioni generali ("*overhaul*" – 8 anni) del carrello non sono previste delle ispezioni periodiche al componente in argomento.

Dall'analisi della documentazione manutentiva riferibile all'aeromobile non sono emerse delle carenze manutentive da parte dell'operatore. In particolare, tutte le ispezioni previste al carrello di atterraggio erano state effettuate con regolarità.

## 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. Lo stesso equipaggio aveva effettuato la tratta precedente da Rimini a Roma Fiumicino (volo N4 406), senza riscontrare avarie. L'atterraggio a Roma Fiumicino era stato regolarmente effettuato, senza eccessivi carichi sul carrello di atterraggio, come confermato dall'analisi delle accelerazioni longitudinali e verticali ricavate dalla lettura dei dati del FDR. La gestione dell'avaria è stata effettuata con professionalità e nel rispetto delle procedure previste. Dall'analisi dei dati relativi ai precedenti voli effettuati dall'I-ATRF, in particolare delle accelerazioni verticali, è stato possibile escludere fin dall'inizio dell'inchiesta che la rottura della SL potesse essere ricondotta e/o determinata da uno o più atterraggi cosiddetti "pesanti", effettuati cioè con forti sollecitazioni sulla struttura e sul carrello di atterraggio.

Dall'analisi della documentazione manutentiva riferibile all'aeromobile non sono emerse delle carenze manutentive da parte dell'operatore. In particolare, tutte le ispezioni previste al carrello di atterraggio erano state effettuate con regolarità.

Dalle analisi effettuate si è potuto stabilire che la rottura della articolazione del carrello principale sinistro – *swinging lever* P/N D56771-6 S/N 122 – era stata determinata da un fenomeno di fatica innescatosi a causa di difetti superficiali pre-esistenti, che si sono manifestati come locali disomogeneità nella composizione del materiale. Nella zona di innesco della cricca si è constatato, tramite l'analisi chimica del materiale, un maggior contenuto di silicio rispetto alla composizione media della lega.

Tale anomala concentrazione di silicio è stata pertanto considerata la causa primaria dell'innesco della fatica. La conformità alle specifiche di progetto delle caratteristiche chimiche e micro-

strutturali, unitamente alla regolare finitura esterna e all'assenza di fenomeni corrosivi, hanno portato ad escludere che la fatica potesse essere stata determinata dalla tipologia di materiale impiegato o ai trattamenti termici e superficiali subiti dal pezzo.

Anche altre SL appartenenti allo stesso lotto di produzione presentavano la stessa caratterizzazione metallurgica con anomale concentrazioni di silicio, dovute ad un difetto nella colata di fusione per la produzione delle SL. Esse sono state individuate e sostituite sulla base della Consigne de Navigabilité ref. 2003-376 - *Airworthiness Directive* (AD) n. 2003-376 emessa in data 1 ottobre 2003 dalla DGAC francese e recepita dall'ENAC con la PA n. 2003-332, datata 1 ottobre 2003. I numeri di serie delle SL coinvolti risultavano essere da 115 a 151 incluso. Il S/N della SL dell'I-ATRF era difatti pari a 122.

Successive analisi condotte dalle autorità francesi hanno confermato che la problematica riferibile alla anomala concentrazione di silicio per le *swinging lever* del carrello di atterraggio dell'ATR 42 era circoscritta ad un solo lotto di produzione. Tale lotto è stato individuato e con l'emissione della citata AD la problematica è stata definitivamente risolta.

## **3.2. CAUSE**

### **3.2.1. Causa incidente**

Alla luce di quanto evidenziato si ritiene di poter identificare la causa dell'incidente nella rottura della *swinging lever* (SL) del carrello di atterraggio sinistro. La SL è l'organo di collegamento tra la struttura del carrello e la ruota - FATTORE TECNICO -.

### **3.2.2. Fattori contributivi**

La rottura della *swinging lever* si è verificata a seguito di un fenomeno di fatica innescato da difetti superficiali pre-esistenti, che si sono manifestati come locali disomogeneità nella composizione del materiale. Nella zona di innesco della cricca si è constatato un maggior contenuto di silicio rispetto alla composizione media della lega. Tale anomala concentrazione di silicio è stata pertanto considerata il fattore contributivo primario dell'innescamento della fatica.

Un altro fattore contributivo è da ricondursi alla difettosità nella colata di fusione per la produzione delle *swinging lever* appartenenti al lotto contraddistinto dai Serial Number 115 fino 151 incluso. Difettosità che ha determinato anomale concentrazioni di silicio in alcuni punti delle *swinging lever*, che hanno agito da locali inneschi per la fatica.

## CAPITOLO IV

### RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA

#### 4. RACCOMANDAZIONI

Sulla base delle evidenze raccolte nel corso dell'inchiesta, considerata l'emissione in data 1 ottobre 2003 della Consigne de Navigabilité ref. 2003-376 (DGAC) e della PA n. 2003-332 (ENAC), attraverso le quali si è resa obbligatoria entro dicembre 2003 la sostituzione delle *swinging lever* difettose, identificate con il S/N dal 115 al 151 incluso, non si è ritenuto necessario raccomandare ulteriori/diversi provvedimenti rispetto a quelli già attuati dalle Autorità per l'aviazione civile francese ed italiana.

## ELENCO ALLEGATI

**ALLEGATO A:** messaggio di allerta

**ALLEGATO B:** relazione indagini frattografiche CSV n. 03/067

**ALLEGATO C:** PA n. 2003-332 (ENAC) – Consigne de Navigabilité ref. 2003-376 (DGAC)

**ALLEGATO D:** Dati FDR

*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.*

**AGENZIA NAZIONALE PER LA SICUREZZA DEL VOLO**

(istituita con decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66)  
 via Attilio Benigni, 53 - 00156 Roma  
 tel. +39 06 8207 8200, fax +39 06 82 73 672

Prot. 364|INV|47/3-14|03  
 Roma, 19 marzo 2003

<p>Anticipata via fax: 06 44596201</p> <p>Anticipata via fax: 06 4986 4373</p> <p>Anticipata via fax: 06 44185601</p>	<p>A: Ente nazionale per l'aviazione civile          Viale del Castro Pretorio, 118          00185 Roma          Dott. Alfredo Roma</p> <p>Ministero della difesa          Direzione generale armamenti aeronautici          UGCT - 3° Ufficio          Viale dell'Università, 4          00185 Roma</p> <p>e p.c. Ente nazionale per l'aviazione civile          Dipartimento sicurezza          Via di Villa Ricotti, 42          00161 Roma          Com.te Silvano Imperato</p>
---	---

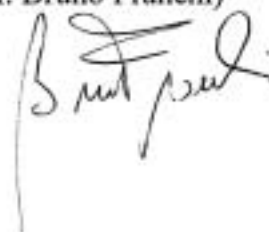
Allegato: documentazione tecnico-fotografica.

**Oggetto: incidente aeromobile ATR 42-300, volo N4 403 Roma-Rimini, marche di immatricolazione I-ATRF, occorso in data 6 marzo 2003 in località aeroporto Roma Fiumicino. MESSAGGIO DI ALLERTA.**

- Da una prima analisi delle evidenze disponibili, l'incidente in oggetto è riconducibile al cedimento della gamba di forza del carrello di atterraggio principale sinistro. L'aeromobile era allineato per il decollo dalla pista 25 di Fiumicino con potenza al 70% TQ e freni applicati, quando la *swinging lever* (lega Al 7010 - P/N D56771-6, S/N 122B10) ha ceduto di schianto. Dall'esame della storia manutentiva risulta che il carrello è stato revisionato nel mese di novembre 1995 e da allora la *swinging lever* ha totalizzato 12.765 cicli (CSO). I cicli totali del particolare in questione, alla data dell'evento, risultano essere 26.139 (CSN), vale a dire 7.177 in meno rispetto al limite di vita a fatica pari a 33.316 cicli. Nell'intervallo tra due revisioni generali (*overhaul* - 8 anni) del carrello non sono previste delle ispezioni periodiche al componente in argomento.

2. Già dalle prime indagini effettuate presso il Reparto chimico-Gruppo materiali strutturali del Centro sperimentale volo dell'Aeronautica militare italiana, è emerso che la rottura del pezzo è da imputare alla propagazione di una cricca di fatica che si è estesa per circa  $\frac{1}{4}$  della sezione resistente, prima della rottura finale di schianto (foto in allegato).
3. In attesa del completamento degli esami di laboratorio per determinare in modo più dettagliato i fattori causali della rottura, allo scopo di poter eventualmente emettere delle limitazioni di impiego/manutentive, si ritiene opportuno che gli Enti in indirizzo emanino un avviso di sicurezza agli operatori che utilizzano aeromobili ATR 42 (serie 300 e altre serie per le quali la *swinging lever* abbia lo stesso P/N della 300), informandoli dell'evento e della necessità di effettuare i controlli preventivi ritenuti più idonei ad identificare eventuali crinature, soprattutto ai componenti a più elevato numero di cicli.
4. Per qualsiasi informazione ritenuta necessaria è possibile contattare l'investigatore incaricato, Dott. Ing. Vincenzo Pennetta, al seguente numero: 06 82078 266.
5. Si resta in attesa di ricevere un cortese cenno di riscontro in merito ai provvedimenti intrapresi da codesti Enti.

Il Presidente  
(Prof. Bruno Franchi)



Allegato - messaggio di allerta

Incidente ATR 42 - 300 del 6 marzo 2003.

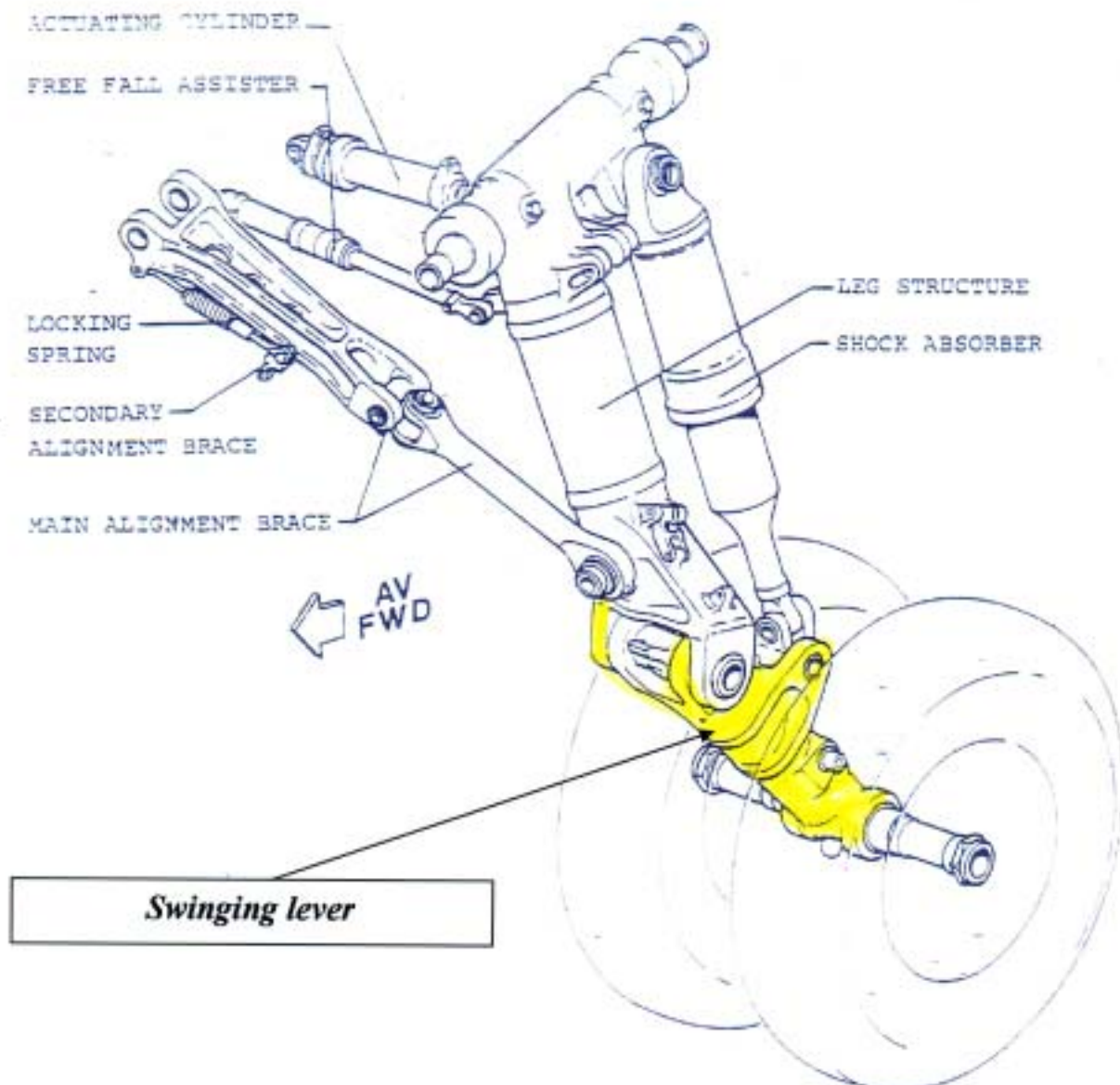
Documentazione tecnica e fotografica**SWINGING LEVER  
P/N D56771-6 S/N 122 B10****ATR 42  
MAIN LANDING GEAR**



Foto 1



Aeromobile al parcheggio dopo il traino dalla zona dell'incidente.

Foto 2



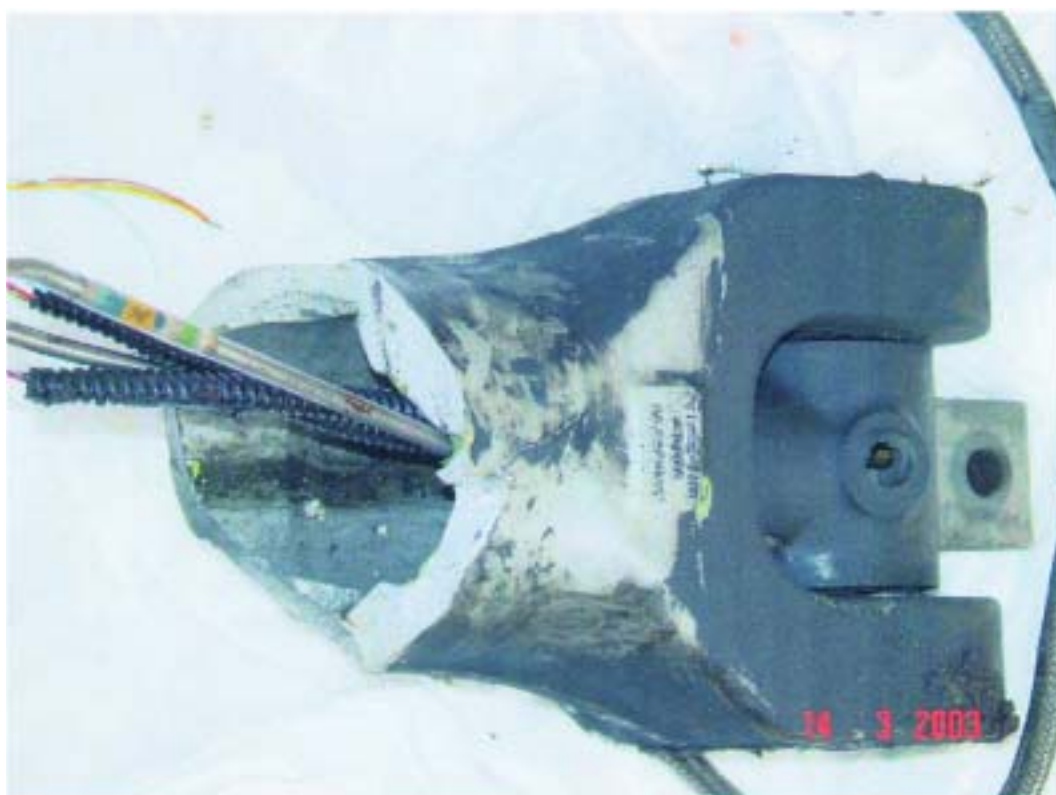
Particolare della swinging lever con assale ruote.

Foto 3



Particolare swinging lever. Vista frontale.

Foto 4



Swinging lever: particolare sezione rottura.

Foto 5



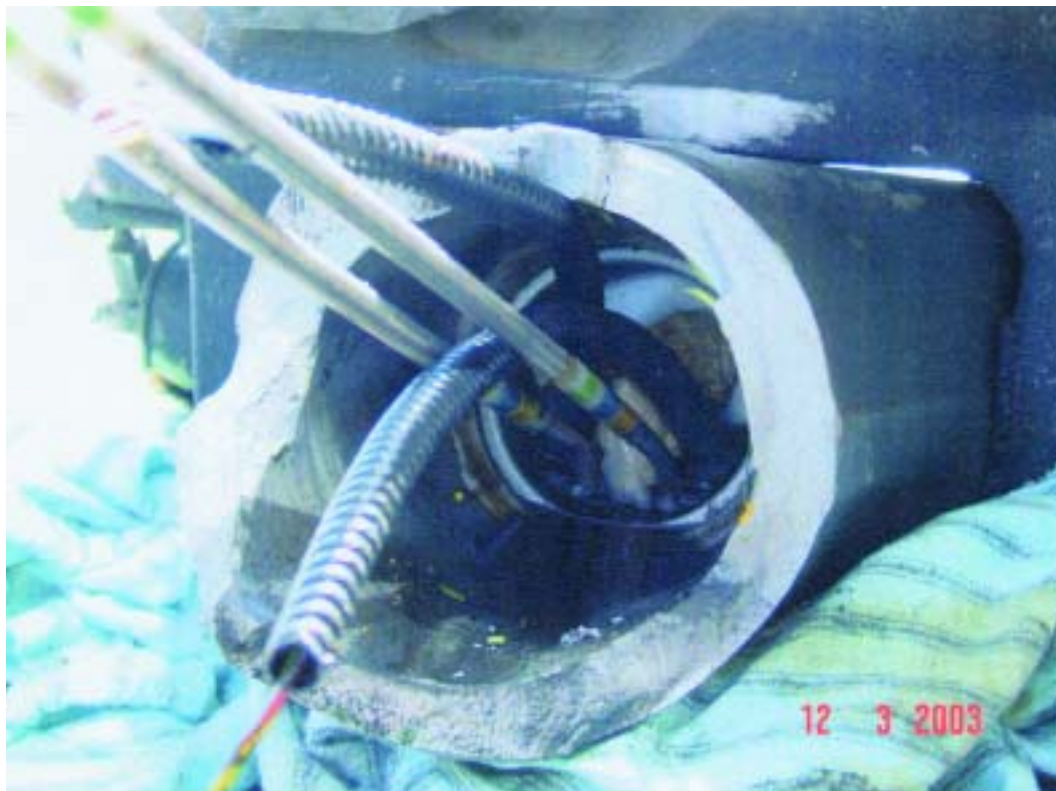
Swinging lever con assale ruote. Particolare sezione rottura con indicazione del punto impatto al suolo.

Foto 6



Swinging lever rimossa dalla gamba carrello.

Foto 7



Particolare sezione rottura della swinging lever.

Foto 8



Particolare sezione rottura della swinging lever.

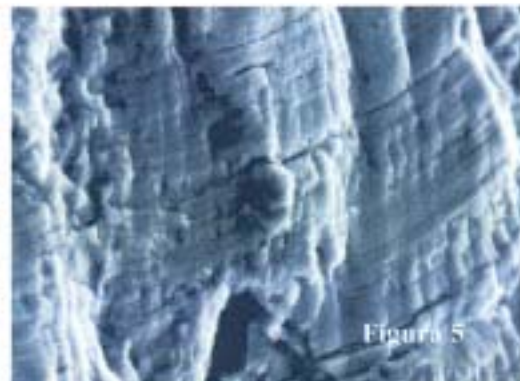
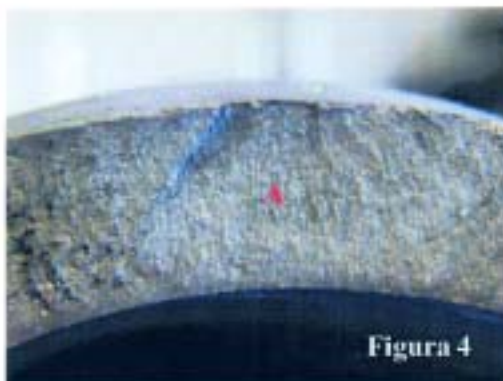




In particolare:

- **Zona A** (figura 3)

È collocata in corrispondenza della zona ventrale del *Lever* e si estende per una larghezza di circa 55 mm ed una profondità pari allo spessore del componente. La superficie, di aspetto lucido ed a grana fine, figura 4, giace su un piano perpendicolare all'asse longitudinale del *Lever* e presenta evidenti striature ad andamento semiellittico assimilabili alle linee di arresto caratteristiche di una propagazione avvenuta per fatica, figura 5.

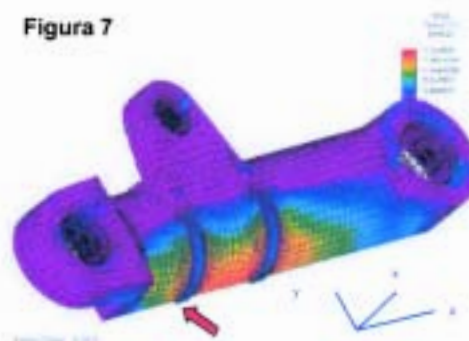


Le linee si propagano a partire da due punti situati a circa 1 cm dalla linea di mezzeria del *Lever* (lato esterno) e distanti tra loro circa 2 mm; frecce in figura 6. Tale zona, che corrisponde all'innesco della rottura, è quella sulla quale agiscono le maggiori sollecitazioni tensionali, secondo quanto evidenziato dall'analisi agli elementi finiti; freccia rossa in figura 7.

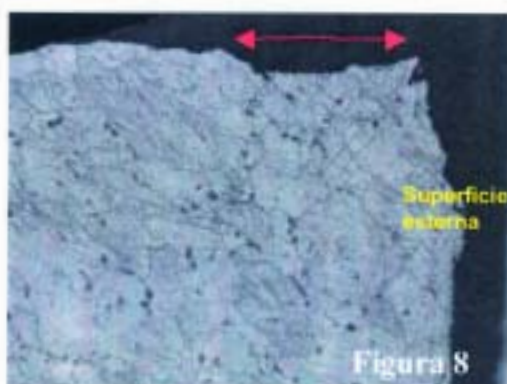
## Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali



Figura 7



Sulla sezione praticata in corrispondenza della zona d'innesco, compresa tra le frecce in figura 8, si rilevano difetti di dimensione massima di circa 600  $\mu\text{m}$ .



- **Zona B** (figura 3)  
Caratterizzata da un'alternanza di zone chiare e scure, associate rispettivamente a rotture avvenute per fatica e per sovraccarico, rappresenta la zona di propagazione instabile della rottura;
- **Zona C** (figura 3)  
A grana grossolana, con morfologia costituita da sole microbuche, indica la zona finale della rottura, avvenuta per schianto.

### 3. Esame metallografico

#### 3.1 Analisi chimica

Il tipo di lega costituente il *Lever* è stato determinato mediante spettrometria di emissione.

La composizione media percentuale ottenuta è:

Al	Zn	Mg	Cu	Fe	Mn	Zr	Ti	Si
base	5.8	2.2	1.8	0.02	0.02	0.08	0.03	0.02

Tale composizione corrisponde a quella di una lega leggera a base Alluminio del tipo AA 7010.

### 3.2 Prova di durezza

La determinazione è stata effettuata secondo il metodo Rockwell (penetratore a sfera di acciaio diametro 1/16", carico applicato 30 Kg); da queste prove è risultata una durezza pari a HR30T 73.

### 3.3 Prova di conducibilità

La determinazione della conducibilità elettrica è stata effettuata mediante correnti indotte, dopo sverniciatura; il valore misurato è risultato pari a 23,1 MS/m.

### 3.4 Esame microstrutturale

L'esame, effettuato allo scopo di caratterizzare la struttura metallografica del componente, è stato eseguito su una sezione orientata L-S, perpendicolare a quella di rottura. La struttura evidenzia precipitati di seconde fasi al bordo dei grani e una morfologia degli stessi coerente con il processo di forgiatura, figura 9.

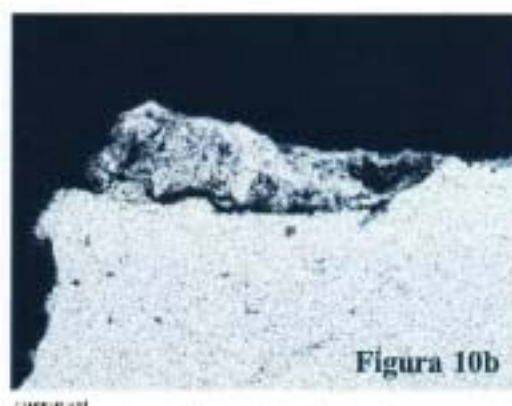
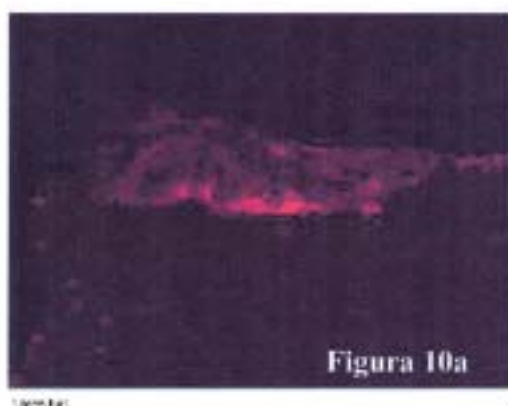
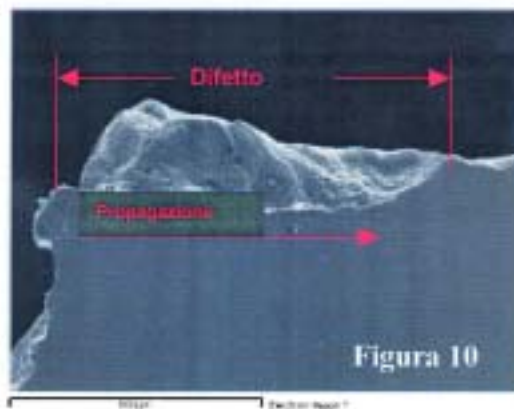


Dai dati acquisiti risulta che il materiale costituente il *Lever* è una lega leggera a base Alluminio del tipo AA7010 nello stato di trattamento termico T74, la cui struttura è coerente con il processo di produzione impiegato.

## 4. Esame EDS

L'analisi chimica EDS, eseguita al fine di individuare eventuali disomogeneità di composizione nelle zone da cui si è originata la rottura, è stata effettuata in corrispondenza del difetto di massima profondità, figura 10. L'esame rivela un maggior contenuto di Silicio, aree rosse in figura 10a, rispetto alla composizione media della lega; l'Alluminio, costituente-base della lega stessa, è rappresentato dalle aree bianche in figura 10b.





## 5. Esame delle finiture superficiali

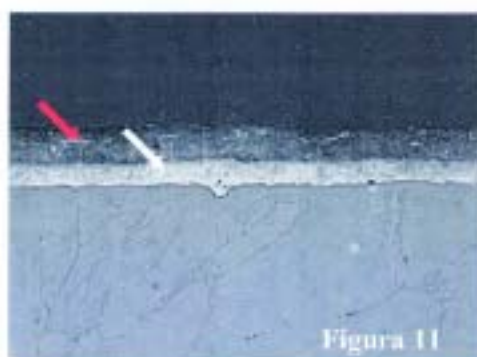
### 5.1 Rugosità

Al fine di valutare il grado di rugosità, il *Lever* è stato sverniciato chimicamente e poi sottoposto a misura profilometrica mediante trascinamento longitudinale del tastatore.

Il grado di rugosità misurato è risultato omogeneo su tutta la superficie investigata ( $3,2 < Ra < 6,3 \text{ ?m}$ ) e pari a 9/12 secondo la ISO 1302.

### 5.2 Schema di verniciatura

Sul particolare si rileva uno schema di verniciatura omogeneo, costituito da una pittura di fondo di  $20\text{?}25 \text{ ?m}$  ed una di finitura di circa  $35 \text{ ?m}$ , indicate rispettivamente dalle frecce bianca e rossa in figura 11.

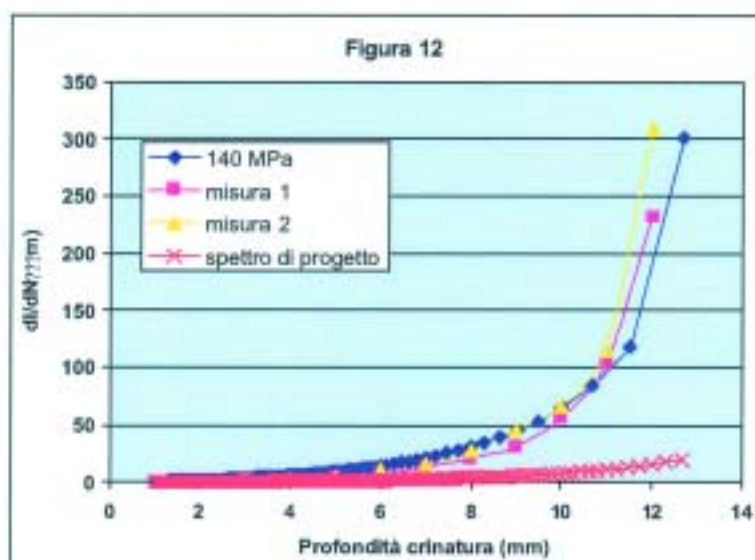


## 6. Valutazione della vita a fatica

Al fine di valutare il numero di cicli operativi sopportati dal *Lever* durante la propagazione della cricca è stata valutata la velocità di propagazione della stessa. La stima è stata effettuata sia dalla misura della spaziatura fra le linee di arresto lungo la direzione di avanzamento sia simulando la propagazione della crinatura con l'imposizione di uno spettro di carico.

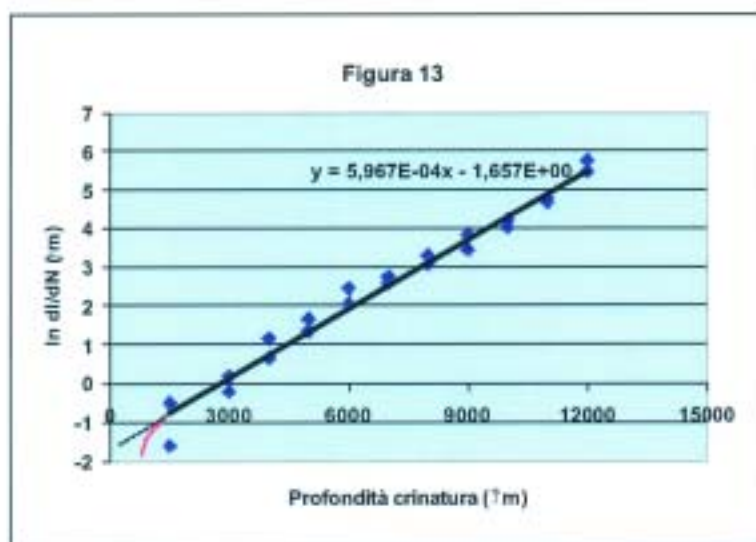
### 6.1 Misura delle interstrie

In figura 12 (misura 1 e misura 2) sono riportati i valori misurati nell'intervallo di propagazione 1.5 – 12 mm; gli stessi, in scala semilogaritmica sono riportati in figura 13.



Poiché l'andamento della crescita è sufficientemente approssimato da una funzione esponenziale, il numero di cicli nell'intervallo delle misure è stato calcolato mediante integrazione della stessa, ottenendo 3500 cicli per propagare la crinatura da 1.5 mm fino a rottura. Per una cricca con profondità iniziale di 200?300 ?m, invece il numero di cicli per portare a rottura il *Lever* è stato valutato intorno ai 20000; questo considerando la minor velocità di propagazione che si riscontra su crinature di

piccole dimensioni; fenomeno evidenziabile dall'andamento non lineare della curva di crescita nella regione iniziale della rottura; tratto rosso in figura 13.



## 6.2 Simulazione della propagazione

E' stata effettuata mediante l'impiego del codice AFGROW, dapprima imponendo lo spettro di carico di progetto, curva rossa in figura 12; poiché in queste condizioni il numero di cicli per portare a rottura il *Lever* è risultato di molto superiore ai 26139 cicli realmente effettuati, se ne deduce che tale spettro non rispecchia le reali condizioni d'esercizio.

E' stato quindi adottato un differente spettro, imponendo che la curva di crescita risultante dalla sua applicazione ben descrivesse la crescita misurata nell'intervallo da 1.5 mm fino alla rottura; curva blu in figura 12.

Da queste simulazioni è risultato che una cricca di dimensioni iniziali di circa 300 μm si propaga fino a rottura in un numero di cicli confrontabile con quelli effettuati dal *Lever*.

Dai risultati della valutazioni emerge che la fatica sul *Lever* si è sviluppata prevalentemente in una fase di propagazione, infatti il numero di cicli stimato per questa fase è molto vicino al numero di cicli effettuati; questo implica che la fase di nucleazione della fatica è stata molto breve o inesistente, contrariamente a quanto prevedibile sulla base delle sollecitazioni alle quali il *Lever* è sottoposto.

## 7. Considerazioni

La conformità alle specifiche di progetto delle caratteristiche chimiche e microstrutturali, unitamente alla regolare finitura esterna e all'assenza di fenomeni corrosivi, portano ad escludere che l'inconveniente sia imputabile al materiale impiegato o ai trattamenti termici e superficiali subiti dal *Lever*.

L'evidenza che la fatica si è originata a partire da una zona nella quale non si rinvenivano difetti che possano aver agito da concentratori di sforzo, quali *pit* di corrosione, danneggiamenti superficiali, ecc., lascerebbe ipotizzare un superamento della vita a fatica del particolare. Tale ipotesi però non trova conferma; risulta, infatti,

che per un *Lever* esente da difetti ci si dovrebbe attendere un tempo di nucleazione, ovvero un tempo prima che la cricca si formi e si propaghi, molto superiore a quello effettivamente cumulato dal particolare.

Si è potuto accertare, invece, che la fatica sul *Lever* si è evoluta quasi interamente in una fase di propagazione e, contrariamente alle aspettative, il tempo di nucleazione è stato molto breve o forse nullo. Questo è però l'andamento tipico di una fatica che si innesca in corrispondenza di difetti che fungano da concentratori di sforzo.

La discordanza di questi risultati dove, da una parte vengono previsti concentratori di sforzo di dimensioni che dovrebbero risultare ben evidenti ad un esame morfologico, mentre dall'altra manca il riscontro di queste evidenze, potrebbe essere superata ipotizzando una "difettosità" correlata all'anomala concentrazione di Silicio presente nei punti dai quali è iniziata la propagazione della fatica.

Inoltre, le dimensioni delle zone ad alto contenuto di Silicio sono quelle approssimativamente previste per un difetto iniziale che porti alla rottura del *Lever* per fatica in un numero di cicli operativi confrontabile con quelli realmente effettuati.

## 8. Conclusioni

Dai risultati degli esami effettuati si è potuto stabilire che la rottura si è verificata a seguito di un fenomeno di fatica innescatosi da difetti superficiali preesistenti che si manifestano come locali disomogeneità nella composizione del materiale; probabilmente tali difetti si sono formati durante la lavorazione del particolare.

Il Relatore

Visto:



## Ente Nazionale per l'Aviazione Civile

### PRESCRIZIONE DI AERONAVIGABILITA'

**SOGGETTO - OGGETTO:**

Velivoli ATR 42 / Articolazione carrello principale numero di parte D56771.

N. 2003-332  
del 01-10-  
2003

**RIFERIMENTI:**

- Documentazione della Ditta Costruttrice:

ATR

JIC 32-11-00 RAI 10030

Rev. 0

- Prescrizioni Estere:

DGAC - Francia

AD 2003-376(B)

P.A. Ripetitiva  
NO

**DATA DI ENTRATA IN VIGORE:**

Come indicato nella AD a riferimento.

**SCADENZA:**

Come indicato nella AD a riferimento, se non già eseguito.

**APPLICABILITA':**

Velivoli ATR 42-200/-300/-320, equipaggiati con carrelli d'atterraggio principale che incorporino articolazioni (swinging levers) part number D56771 aventi numero di serie da 115 a 151 compresi.

**NOTA:** Questa PA si applica a tutti i velivoli identificati nella voce APPLICABILITA', indipendentemente dal fatto che siano stati o meno, modificati, alterati o riparati nell'area soggetta ai requisiti della presente PA.

Per i velivoli che sono stati modificati, alterati o riparati in modo tale che l'effettuazione di quanto richiesto dalla presente PA e' in qualche modo interessata, il proprietario/esercitante deve richiedere all'ENAC l'approvazione di un metodo alternativo di soddisfacimento. La richiesta deve includere una valutazione dell'effetto della modifica, della alterazione o della riparazione sulla condizione di non sicurezza trattata dalla presente PA; e, se la condizione di non sicurezza non e' stata eliminata, la richiesta deve includere proposte in merito alle specifiche azioni per eliminarla.

**DESCRIZIONE:**

L'allegata AD a riferimento costituisce Prescrizione di Aeronavigabilità dell'ENAC, con la scadenza riportata alla relativa voce della presente PA.

Ai fini del soddisfacimento della presente PA possono essere adottati metodi alternativi, oppure adattamenti ai limiti della scadenza fissata dalla presente PA, che garantiscano un livello di sicurezza equivalente, purché approvati dall'ENAC.

Può essere autorizzato dall'ENAC il trasferimento in volo dell'aeromobile su una base presso cui possa essere applicata la presente PA.

Si riporta di seguito il testo della suddetta AD a riferimento, nella versione in lingua inglese:

**AIRWORTHINESS DIRECTIVE**

released by DIRECTION GENERALE DE L'AVIATION CIVILE

Translation of 'Consigne de Navigabilité' ref. : 2003-376(B)

In case of any difficulty, reference should be made to the French original issue.

October 01, 2003            ATR            2003-376(B)

ATR 42 aircraft

Main Landing Gear - Swinging lever (ATA 32)

**1. APPLICABILITY:**

ATR 42-200/ -300/-320 aircraft models, equipped with main landing gears (MLG) fitted with swinging levers PN D56771 whose serial numbers (SN) are between 115 to 151 inclusive.

**2. REASONS:**

The issuance of this Airworthiness Directive (AD) is prompted by a recent event, during which, while the aircraft ATR 42 was lined up for take off, the left MLG swinging lever collapsed at engine power application.

The investigation evidenced a fatigue failure of the swinging lever which was most probably promoted by a pre-existing material defect and identified as an abnormal Silicium concentration in the crack initiation area. Further investigation lead to suspect similar defect on the swinging levers manufactured with the same cast batch.

The actions rendered mandatory by the present AD are intended to prevent a fatigue failure of the MLG swinging levers, included in the suspected batch, which could result in reduced structural integrity and possible collapse of the MLG during ground operating phases.

**3. MANDATORY ACTIONS AND COMPLIANCE TIMES:**

The following measures are rendered mandatory from the effective date of this AD:

3.1. At the first opportunity and no later than October 31, 2003: For swinging levers PN D56771 fitted on MLG, check if SN are between 115 to 151 inclusive and report findings to the supplier MESSIER-DOWTY to manage the retrofit.

3.2. At the latest on December 31, 2003:

3.2.1. Remove the involved swinging levers and replace them by airworthy ones in accordance

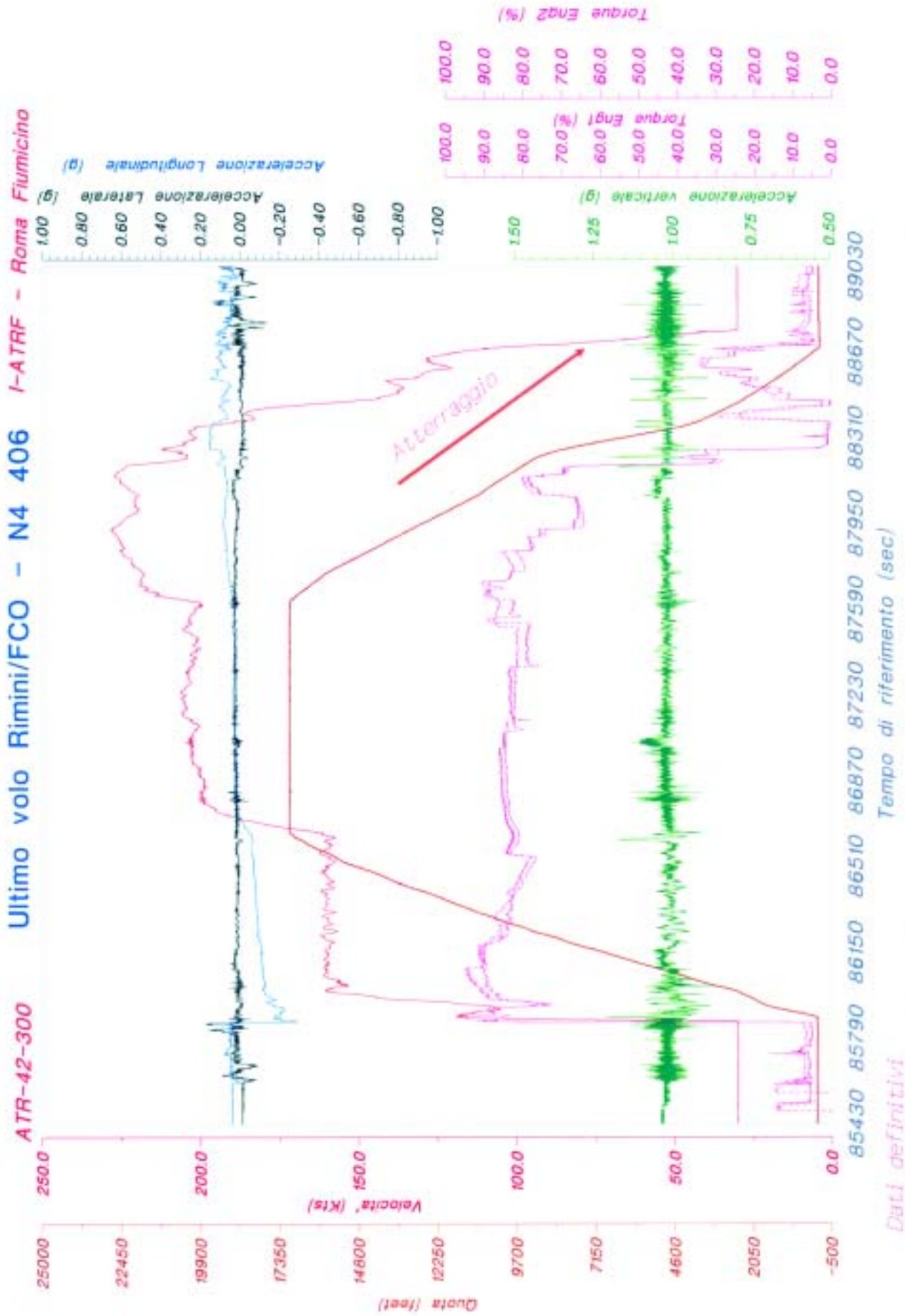
with ATR Joint Instructions Card (JIC) 32-11-00 RAI 10030.

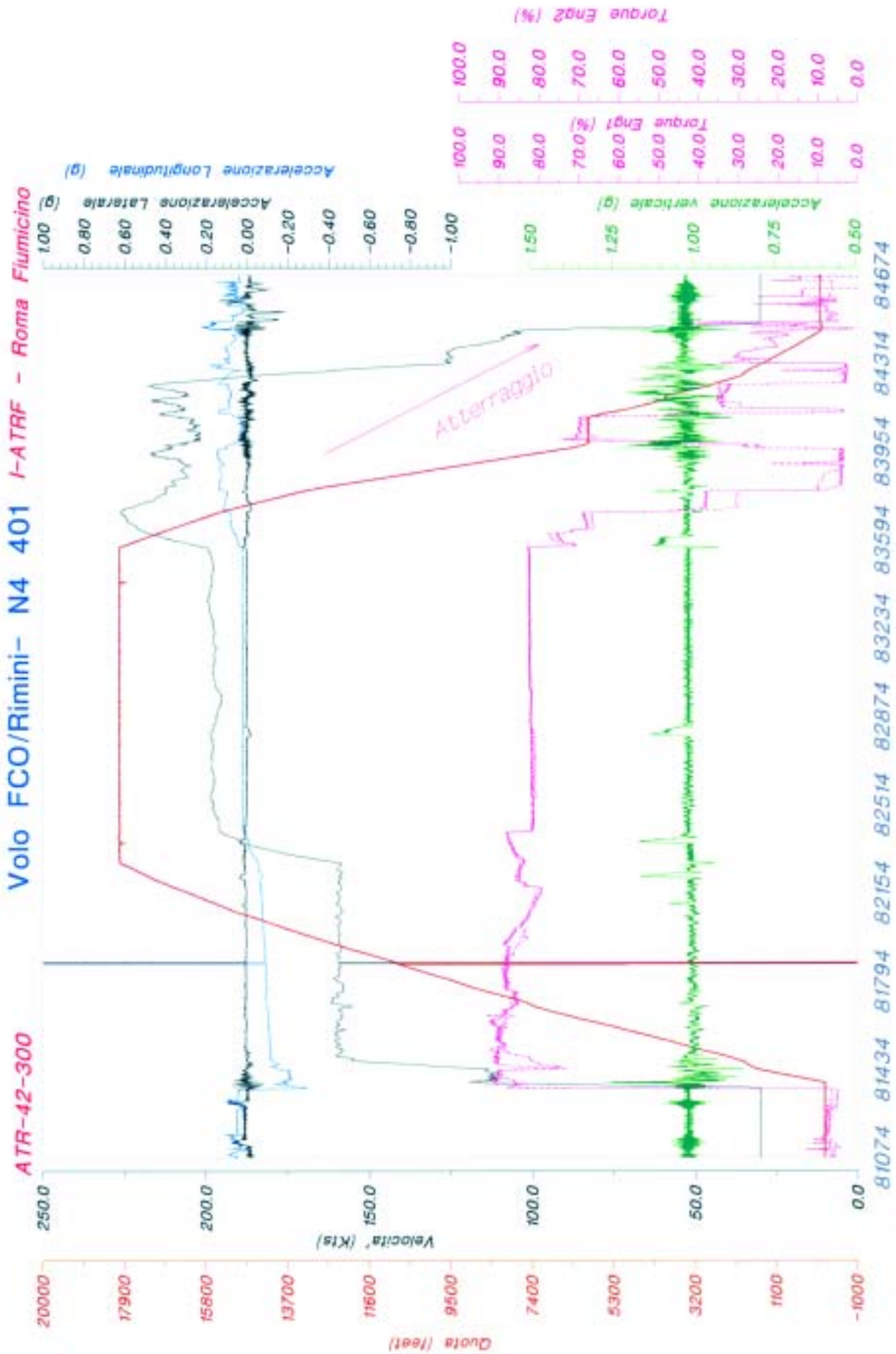
3.2.2. Return to MESSIER-DOWTY the removed swinging levers for discard.

REF.: ATR JIC 32-11-00 RAI 10030.

**EFFECTIVE DATE : OCTOBER 11, 2003**

*Il Certificato di Navigabilità dell'aeromobile sulle cui strutture od impianti deve essere applicata la Prescrizione di Aeronavigabilità in oggetto, scade di validità qualora essa non venga attuata nei termini prefissati. La effettuazione della Prescrizione di Aeronavigabilità deve essere annotata, a cura dell'Esercente, sui libretti dell'aeromobile, del motore o dell'elica.*

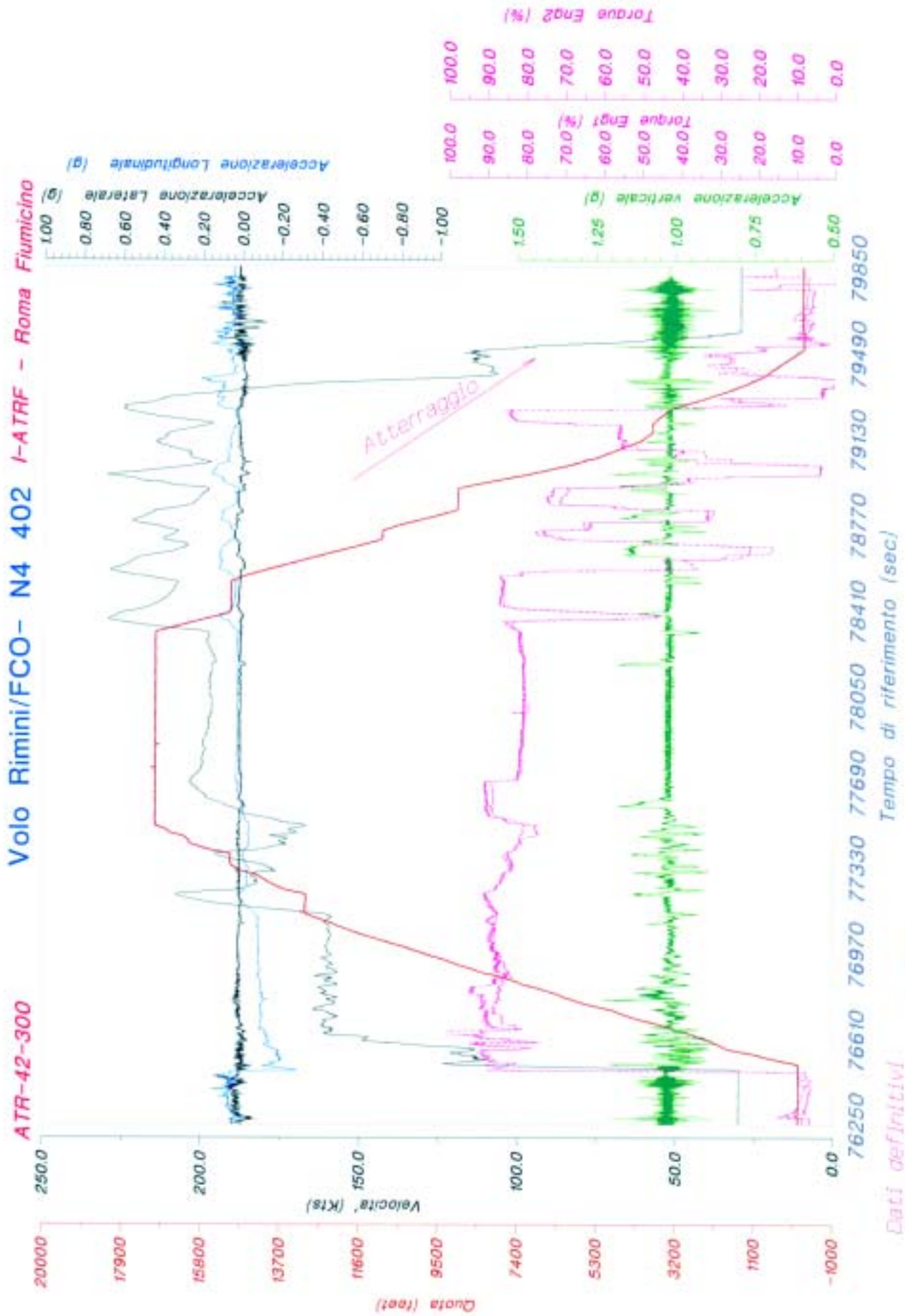




Dati definitivi  
Created: February 24, 2004

Laboratorio Ansv





Dati definitivi.  
Created: February 24, 2004

Laboratorio Ansv



Laboratorio ANSV

Tempo di riferimento (sec)

Dati definitivi  
Created: February 23, 2004

