



RELAZIONE D'INCHIESTA

**INCIDENTE
occorso all'aeromobile
Lockheed L-382G marche 7T-VHG,
in prossimità di Piacenza,
13 agosto 2006**

INDICE

INDICE	I
OBIETTIVO DELL'INCHIESTA DI SICUREZZA	III
GLOSSARIO	IV
PREMESSA	V
CAPITOLO I - INFORMAZIONI SUI FATTI	01
1. GENERALITÀ	01
1.1. STORIA DEL VOLO	01
1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE	03
1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE	03
1.4. ALTRI DANNI	04
1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE	04
1.5.1. Equipaggio	04
1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE	05
1.6.1. Informazioni generali	05
1.6.2. Informazioni specifiche	06
1.6.3. Informazioni supplementari	08
1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE	10
1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE	12
1.9. COMUNICAZIONI	13
1.9.1. Trascrizione delle comunicazioni	13
1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO	13
1.11. REGISTRATORI DI VOLO	14
1.11.1. CVR	14
1.11.2. FDR	16
1.11.3. Dati scaricati	20
1.11.4. Trascrizione del CVR	20
1.11.5. Telecamera di sorveglianza	21
1.12. INFORMAZIONI SUL RELITTO E SUL LUOGO DI IMPATTO	22
1.12.1. Luogo dell'incidente	22
1.12.2. Tracce al suolo e distribuzione dei rottami	23
1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATHOLOGICA	26
1.14. INCENDIO	26

1.15.	ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA	26
1.16.	PROVE E RICERCHE EFFETTUATE	27
1.16.1.	Riconoscimento aereo	27
1.16.2.	Prove al simulatore	27
1.16.3.	Indagini di laboratorio	29
1.16.4	Tracciati radar	31
1.17.	INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI	33
1.18.	INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI	34
1.19.	TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI	34
CAPITOLO II - ANALISI		35
2.	GENERALITÀ	35
2.1.	FATTORE AMBIENTALE	35
2.2.	FATTORE TECNICO	36
2.3.	FATTORE UMANO	40
CAPITOLO III - CONCLUSIONI		41
3.	GENERALITÀ	41
3.1.	EVIDENZE	41
3.2.	CAUSE	43
CAPITOLO IV - RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA		45
4.	RACCOMANDAZIONI	45
ELENCO ALLEGATI		46

OBIETTIVO DELL'INCHIESTA DI SICUREZZA

L'Agenzia nazionale per la sicurezza del volo (ANSV), istituita con il decreto legislativo 25 febbraio 1999 n. 66, si identifica con l'autorità investigativa per la sicurezza dell'aviazione civile dello Stato italiano, di cui all'art. 4 del regolamento UE n. 996/2010 del Parlamento europeo e del Consiglio del 20 ottobre 2010. **Essa conduce, in modo indipendente, le inchieste di sicurezza.**

Ogni incidente e ogni inconveniente grave occorso ad un aeromobile dell'aviazione civile è sottoposto ad inchiesta di sicurezza, nei limiti previsti dal combinato disposto di cui ai paragrafi 1 e 4 dell'art. 5 del regolamento UE n. 996/2010.

Per inchiesta di sicurezza si intende un insieme di operazioni comprendente la raccolta e l'analisi dei dati, l'elaborazione delle conclusioni, la determinazione della causa e/o di fattori concorrenti e, ove opportuno, la formulazione di raccomandazioni di sicurezza.

L'unico obiettivo dell'inchiesta di sicurezza consiste nel prevenire futuri incidenti e inconvenienti, non nell'attribuire colpe o responsabilità (art. 1, paragrafo 1, regolamento UE n. 996/2010). Essa, conseguentemente, è condotta indipendentemente e separatamente da inchieste (come ad esempio quella dell'autorità giudiziaria) finalizzate all'accertamento di colpe o responsabilità.

L'inchiesta di sicurezza è condotta in conformità con quanto previsto dall'Allegato 13 alla Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale (stipulata a Chicago il 7 dicembre 1944, approvata e resa esecutiva in Italia con il decreto legislativo 6 marzo 1948 n. 616, ratificato con la legge 17 aprile 1956 n. 561) e dal regolamento UE n. 996/2010.

Ogni inchiesta di sicurezza si conclude con una relazione redatta in forma appropriata al tipo e alla gravità dell'incidente o dell'inconveniente grave. Essa può contenere, ove opportuno, raccomandazioni di sicurezza, che consistono in una proposta formulata a fini di prevenzione.

Una raccomandazione di sicurezza non costituisce, di per sé, una presunzione di colpa o un'attribuzione di responsabilità per un incidente, un inconveniente grave o un inconveniente (art. 17, paragrafo 3, regolamento UE n. 996/2010).

La relazione garantisce l'anonimato di coloro che siano stati coinvolti nell'incidente o nell'inconveniente grave (art. 16, paragrafo 2, regolamento UE n. 996/2010).

N.B. L'incidente oggetto della presente relazione d'inchiesta è occorso in data precedente l'entrata in vigore del regolamento UE n. 996/2010. Alla relativa inchiesta (già denominata "tecnica") è stata conseguentemente applicata la normativa previgente il citato regolamento UE n. 996/2010.

GLOSSARIO

ACC: Area Control Centre o Area Control, Centro di controllo regionale o Controllo di regione.

AFM: Airplane Flight Manual.

ANSV: Agenzia nazionale per la sicurezza del volo.

APP: Approach control office o Approach control o Approach control service, Ufficio di controllo di avvicinamento o Controllo di avvicinamento o Servizio di controllo di avvicinamento.

APU: Auxiliary Power Unit.

ATC: Air Traffic Control, controllo del traffico aereo.

ATL: Aircraft Technical Logbook.

BKN: Broken, abbreviazione usata nei bollettini meteorologici per indicare una copertura nuvolosa con squarci (da 5/8 a 7/8 di copertura).

CB: cumulonembi.

COCKPIT: cabina di pilotaggio.

CRM: Crew Resource Management.

CVR: Cockpit Voice Recorder, registratore delle comunicazioni, delle voci e dei rumori in cabina di pilotaggio.

ENAC: Ente nazionale per l'aviazione civile.

ENAV SPA: Società nazionale per l'assistenza al volo.

FDR: Flight Data Recorder, registratore di dati di volo.

F/E: Flight Engineer, tecnico di volo.

FEW: Few, abbreviazione usata nei bollettini meteorologici per indicare una copertura nuvolosa da 1/8 a 2/8.

FH: Flight Hours (scritto anche **F/H**), ore di volo.

FIR: Flight Information Region, Regione informazioni di volo.

FL: Flight Level, livello di volo.

FT: foot (piede), unità di misura, 1 ft = 0,3048 metri.

GND: Ground, suolo.

HDG: Heading, prua.

ICAO/OACI: International Civil Aviation Organization, Organizzazione dell'aviazione civile internazionale.

IFR: Instrument Flight Rules, regole del volo strumentale.

IR: Instrument Rating, abilitazione al volo strumentale.

KT: knot (nodo), unità di misura, miglio nautico (1852 metri) per ora.

METAR: Aviation routine weather report, messaggio di osservazione meteorologica di routine.

MHZ: megahertz.

MRT: Multi Radar Tracking.

MTOM: Maximum Take Off Mass, massa massima al decollo.

NOSIG: No Significant Change, senza variazioni significative.

OI: Overhaul Inspection.

P/N: Part Number.

RPM: giri al minuto.

SCT: Scattered, abbreviazione usata nei bollettini meteorologici per indicare la presenza di nubi sparse (da 3/8 a 4/8 di copertura).

SIGMET: termine aeronautico per definire informazioni relative a fenomeni meteorologici in rotta che possono influenzare la sicurezza delle operazioni di volo.

S/N: Serial Number.

T/B/T: comunicazioni radio terra-bordo-terra.

TSN: Time Since New.

UTC: Coordinated Universal Time, orario universale coordinato.

VMO: Velocity Maximum Operating.

PREMESSA

L'incidente è occorso il 13 agosto 2006, alle ore 18.15' UTC (20.15' locali), in prossimità di Piacenza, ed ha interessato l'aeromobile tipo Lockheed L-100-30 (L-382G) marche di identificazione 7T-VHG.

Il velivolo (un quadrimotore da trasporto, versione civile del Lockheed C-130 Hercules militare) era decollato dall'aeroporto di Algeri (Algeria) per effettuare un volo cargo con destinazione l'aeroporto di Francoforte sul Meno (Germania). Intorno alle 18.14 UTC', in prossimità della città di Piacenza, si verificava una serie di eventi irreversibili, che portava alla perdita di controllo dell'aeromobile, il quale, ad elevatissima velocità, impattava il suolo, disintegrandosi.

L'ANSV è stata informata dell'incidente il giorno stesso dell'evento dall'ENAV SpA e dall'ENAC.

L'ANSV ha effettuato il primo sopralluogo operativo la mattina del giorno successivo all'evento, senza che nel frattempo fosse stato sostanzialmente alterato lo stato dei luoghi in cui è occorso l'incidente.

Tutti gli orari riportati nella presente relazione d'inchiesta, se non diversamente specificato, sono espressi in **ora UTC** (Universal Time Coordinated, orario universale coordinato), che, alla data dell'evento, corrispondeva all'ora locale meno due ore.

CAPITOLO I

INFORMAZIONI SUI FATTI

1. GENERALITÀ

Di seguito vengono illustrati gli elementi oggettivi raccolti nel corso dell'inchiesta di sicurezza.

1.1. STORIA DEL VOLO

Il 13 agosto 2006, alle ore 16.05' UTC, il velivolo Lockheed L-100-30 (L-382G) marche di identificazione 7T-VHG decollava dall'aeroporto di Algeri-Houari Boumédiène (Algeria, codice ICAO DAAG) per effettuare, in IFR, il volo cargo DAH2208, con destinazione l'aeroporto di Francoforte sul Meno (Germania, codice ICAO EDDF). A bordo dell'aeromobile erano presenti due piloti ed un tecnico di volo.

Il carico totale trasportato, stando ai dati contenuti nel relativo piano di carico, ammontava a 3696 libbre, di cui 1940 libbre (880 kg) costituite da «*outillages*» (attrezzi).

Dopo il decollo, l'aeromobile saliva a FL240 e dirigeva verso le coste francesi. Alle 16.37' l'aeromobile lasciava la FIR di Algeri ed entrava nella FIR di Barcellona. Alle 17.17' lasciava la FIR di Barcellona ed entrava nella FIR di Marsiglia, dirigendo verso il punto di riporto STP (Saint Tropez).

Alle 17.50'03", l'aeromobile si trovava nell'area di Nizza e l'equipaggio contattava il competente ente di controllo del traffico aereo italiano (Milano ACC) sulla frequenza radio 135.45 MHz; alle 17.50'51" il citato ente ATC comunicava di avere il contatto radar e autorizzava il volo DAH 2208 a procedere via MONEB-ABESI.

Il volo procedeva senza alcun avviso dichiarato di malfunzionamenti tecnici o eventi che potessero far presagire l'insorgenza di un'avarìa grave.

Intorno alle 17.52' il copilota, colloquiando con il tecnico di volo, segnalava delle formazioni nuvolose lontane. L'oggetto delle successive conversazioni riguardava nuovamente le condizioni meteorologiche in essere e una possibile presenza di ghiaccio.

Più tardi, intorno alle 18.04', in prossimità del punto di riporto MONEB, l'equipaggio parlava di una grossa formazione nuvolosa che si trovava esattamente sulla rotta che l'aeromobile avrebbe dovuto percorrere verso il successivo punto di navigazione, denominato ABESI. Il comandante, a questo punto, suggeriva di assumere una prua di 020° per evitare la formazione nuvolosa (figura n. 1).

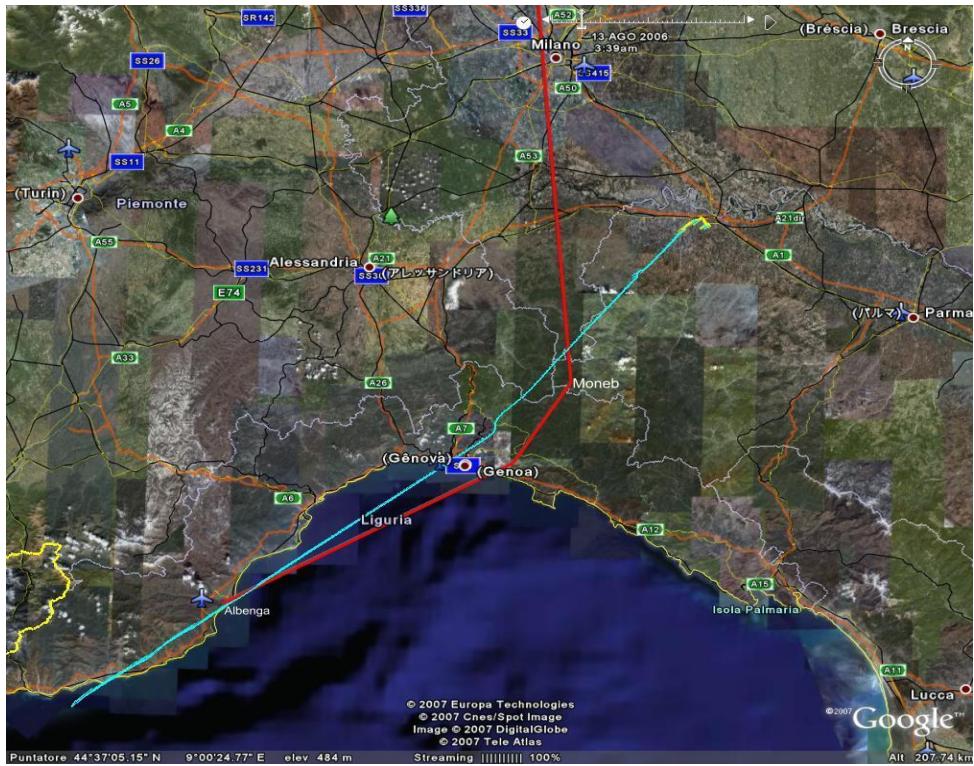


Figura 1: la linea rossa è la rotta programmata; la linea celeste (estrapolata dal tracciato radar) è la rotta effettuata (su supporto Google Earth).

Alle 18.05'47" l'equipaggio veniva istruito a contattare Milano ACC sulla frequenza 128.92 MHz. Stabilito il contatto radio sulla nuova frequenza, l'equipaggio riceveva la conferma di essere sotto controllo radar, di poter procedere verso il punto ABESI e di poter evitare, a propria discrezione, eventuali formazioni nuvolose.

Nei minuti successivi l'equipaggio discuteva sulle possibili rotte di avvicinamento e sulla possibile pista in uso all'aeroporto di destinazione.

L'atmosfera in cabina di pilotaggio, fino a quel momento, si era mantenuta estremamente serena e rilassata.

Alle 18.14'03" il copilota segnalava l'inefficienza dell'impianto autopilota. Da questo momento in poi la situazione a bordo diventa concitata e le conversazioni nel *cockpit* denotano la difficoltà dell'equipaggio a mantenere il controllo del velivolo. Nel corso di questa fase del volo, durante la quale in *cockpit* si attiva l'avviso acustico di *overspeed*, i dati radar indicano quanto segue: una perdita di quota del velivolo, la velocità dello stesso in crescita ed il suo costante spostamento verso destra.

Alle 18.14'47" si interrompeva la registrazione del CVR e dopo 32 secondi, alle 18.15'19", l'aeromobile impattava il suolo in un terreno agricolo denominato Ca' degli Ossi, in

prossimità della località Besurica, zona residenziale situata nella periferia Sud-Ovest di Piacenza.

Nell'impatto il velivolo esplodeva, disintegrandosi in una miriade di rottami, i quali si aprivano a ventaglio in direzione della traiettoria d'impatto. Alcuni rottami procuravano danneggiamenti a costruzioni vicine. Una ruota del carrello principale si separava dalla fusoliera e percorreva una traiettoria balistica della durata stimata di circa 3 secondi, fino a colpire ed abbattere un palo di sostegno di una linea elettrica, provocando, conseguentemente, un *black-out* in alcune zone della città di Piacenza. L'interruzione della linea elettrica è stata registrata automaticamente dal sistema della centrale elettrica ed è avvenuta alle 18.15'22". Tale orario risulta coerente con quelli relativi alle registrazioni intercorse tra gli enti del controllo del traffico aereo e l'aeromobile, consentendo così di stimare con ragionevole certezza l'orario di impatto al suolo dell'aeromobile.

L'arco di tempo tra la segnalazione dell'inefficienza del sistema autopilota e l'impatto al suolo è di 76 secondi.

1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE

Lesioni	Equipaggio	Passeggeri	Totale persone a bordo	Altri
Mortali	3		3	
Gravi				
Lievi				
Nessuna				
Totali	3		3	

1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE

L'aeromobile ha impattato il suolo e si è disintegrato, proiettando rottami in un arco approssimativo di 80° (foto 1). Alcuni di questi rottami sono stati rinvenuti fino ad un chilometro di distanza dal punto d'impatto.

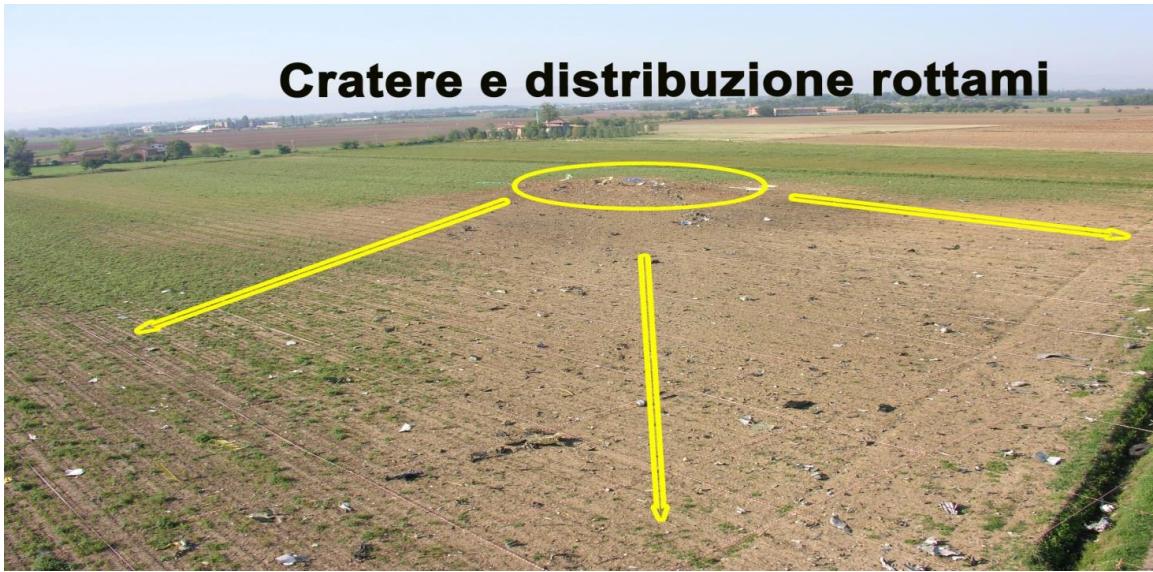


Foto 1: luogo dell'impatto.

1.4. ALTRI DANNI

Alcune cascine limitrofe al punto d'impatto hanno avuto danni a causa dei detriti dell'aeromobile proiettati dalla violenza dell'urto. In particolare, la cascina denominata Ca' degli Ossi, distante circa 300 m dal punto d'impatto, ha riportato la rottura di alcuni vetri, lo sfondamento di un punto del tetto e lo sfondamento di un punto della parete frontale.

Una linea elettrica è stata interrotta dall'impatto, contro la stessa, di una ruota del carrello principale del velivolo, separatosi dalla fusoliera al momento dell'incidente; tale interruzione ha causato un *black-out* in alcune zone della città di Piacenza.

1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE

1.5.1. Equipaggio

Comandante

Generalità:	maschio, età 43 anni, nazionalità algerina.
Licenza:	licenza di pilota di linea, in corso di validità.
Abilitazioni:	IR, F.27, B737-200, B737NG, L-382G.
Controlli periodici:	<i>check</i> al simulatore L-382G in data 23 luglio 2006, con esito positivo; controllo professionale in linea L-382G in data 24 aprile 2005, con esito positivo; corso CRM in data 7 febbraio 2002.
Controllo medico:	visita medica di classe prima in corso di validità.

Esperienza di volo: oltre 8200h; negli ultimi sei mesi 253h 55'; negli ultimi tre mesi 140h 15'; negli ultimi trenta giorni 37h 00'.

Storia professionale: qualifica di comandante di L-382G in data 9 aprile 2005.

Copilota

Generalità: maschio, età 58 anni, nazionalità algerina.

Licenza: licenza di pilota di linea, in corso di validità.

Abilitazioni: IR, Be 70/80, Be 100A, Be 1900D, C208 B, F.27, B737-200, L-382G.

Controlli periodici: *check* al simulatore L-382G in data 8 gennaio 2006, con esito positivo; controllo professionale in linea L-382G in data 10 giugno 2005, con esito positivo; corso CRM in data 29-30 maggio 2006.

Controllo medico: visita medica di classe prima in corso di validità.

Esperienza di volo: oltre 22.800h; negli ultimi sei mesi 199h 45'; negli ultimi tre mesi 91h 35'; negli ultimi trenta giorni 27h 35'.

Tecnico di volo

Generalità: maschio, età 51 anni, nazionalità algerina.

Licenza: licenza di tecnico navigante, in corso di validità.

Abilitazioni: B727-200, L-382G.

Controlli periodici: *check* al simulatore L-382G in data 6 agosto 2006, con esito positivo; controllo professionale in linea L-382G in data 27 settembre 2005, con esito positivo; corso CRM in data 27-28 dicembre 2005.

Controllo medico: visita medica in corso di validità.

Esperienza di volo: oltre 14.600h; negli ultimi sei mesi 30h 15'; negli ultimi tre mesi 16h 45'; negli ultimi trenta giorni 6h 00'.

1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE

1.6.1. Informazioni generali

Il Lockheed L-100-30 (L-382G) è la versione civile, allungata, del noto velivolo da trasporto militare C-130 Hercules. Prodotto dalla Lockheed statunitense, di costruzione interamente

metallica, con ala alta e propulso da quattro motori turboelica Allison 501-D22A da 4510 shp dotati di eliche quadripala, ha le seguenti caratteristiche principali: lunghezza 34,35 m; apertura alare 40,4 m; altezza 11,66 m; MTOM 70.307 kg; V_{MO} 254 nodi a 17.775 piedi.

1.6.2. Informazioni specifiche

Aeromobile

Costruttore:	Lockheed Corporation.
Modello:	L-100-30 (L-382G).
Numero di costruzione:	4880.
Anno di costruzione:	1981.
Marche di naz. e immatricolazione:	7T-VHG.
Certificato di immatricolazione:	n. 322 rilasciato il 14 settembre 1983.
Esercente:	Air Algerie.
Certificato di navigabilità:	n. 14385 rilasciato il 18 aprile 1982, con scadenza 1 dicembre 2006.
Ore totali:	31.889h (13.173 cicli) al 5.8.2006.

Il programma di manutenzione della casa costruttrice prevedeva: controlli di tipo C, ogni 1200 FH; controlli di tipo B, ogni 300 FH.

Le ultime manutenzioni effettuate sono state le seguenti.

Tipo	Ore di volo	Cicli	Data
C (C7)	30.896	12.777	25 giugno 2005
B (B2)	31.577	13.058	27 giugno 2006

Dalla *task card* dell'ultimo C *check* risultano regolarmente effettuate le seguenti operazioni:

- insp. and replace of elevator, aileron and rudder boost assembly filters;
- insp. of hyd. power syst. and low press filter replacement;
- operat./check FCS-105 flight control system;
- operational check flight control trim system;
- visual inspection of stabilizers;
- inspection both wings, [*omissis*], flaps and aileron.

In particolare, nell'occasione furono sostituiti, fra l'altro, i seguenti particolari relativi al sistema dei comandi di volo, il cui tempo di utilizzo era ormai prossimo al tempo limite di servizio:

- booster assy elevator (7530 ore di servizio; limite 8000 ore);
- actuator assy elevator boost (7530 ore di servizio; limite 8000 ore);
- booster assy aileron (informazione incompleta).

La *task card* dell'ultimo B *check* riporta, fra l'altro, la regolare effettuazione di quanto segue:

- insp. horiz. stabilizer, elevators, vert. stab. and rudder;
- inspection of wings, flaps and ailerons.

La lettura dell'ATL rivela che il giorno prima dell'incidente era stato segnalato il seguente problema: «Indicateur Pression Booster 4000 PSI à la mise en marche», cui ha corrisposto l'azione correttiva «Indicateur Pression hyd Booster changé [seguono informazioni illeggibili]».

Motori

Costruttore:	Allison.
Modello:	501-D22A.
P/N:	50-D22A.
S/N:	motore n. 1, 550485; motore n. 2, 550477; motore n. 3, 550476; motore n. 4, 550484.

Al momento dell'incidente, i motori avevano rispettivamente totalizzato le seguenti ore di volo totali (TSN): motore n. 1, 19.274; motore n. 2, 23.061; motore n. 3, 18.191; motore n. 4, 19.746.

Il programma di manutenzione prevedeva, tra una *overhaul inspection* e l'altra, un intervallo di 5000 ore. Rispetto a tale condizione, la situazione dei motori era la seguente.

Motore	Data ultima OI	Ore da ultima OI
Motore n. 1, S/N 550485	30 settembre 2004	1394
Motore n. 2, S/N 550477	3 febbraio 2004	3093
Motore n. 3, S/N 550476	31 maggio 2004	767
Motore n. 4, S/N 550484	7 ottobre 1999	4637

Il velivolo era anche equipaggiato con una APU di produzione Garrett, modello GTCP85-185L, P/N 381252-1-1, S/N P136. Non è stato possibile determinare il numero di ore complessive di funzionamento di tale apparato al momento dell'incidente. Il programma di manutenzione dell'APU in questione prevedeva, tra una *overhaul inspection* e l'altra, un intervallo di 5000 ore di funzionamento: l'ultimo intervento era stato effettuato il 29 novembre 1999 e da allora l'APU aveva totalizzato 1567 ore di funzionamento.

Eliche

Costruttore: Hamilton Standard.
P/N: 54H60-117-P10.
S/N: elica n. 1, 236861; elica n. 2, 237107; elica n. 3, 235757; elica n. 4, 237053.

Al momento dell'incidente, le eliche avevano rispettivamente totalizzato le seguenti ore di volo totali (TSN): elica n. 1, 17.307; elica n. 2, 21.074; elica n. 3, 19.127; elica n. 4, 20.497. Il programma di manutenzione prevedeva, tra una *overhaul inspection* e l'altra, un intervallo di 5000 ore di volo. Rispetto a tale condizione, la situazione delle eliche era la seguente.

Elica	Data ultima OI	Ore da ultima OI
Elica n. 1, 236861	17 agosto 2004	2157
Elica n. 2, 237107	23 marzo 2005	539
Elica n. 3, 235757	1 luglio 2002	3862
Elica n. 4, 237053	12 gennaio 2005	1251

1.6.3. Informazioni supplementari

Flight Control System.

Dalla documentazione tecnica acquisita risulta che l'aeromobile fosse dotato di un sistema di controllo di volo, che comprendeva due apparati di navigazione inerziale (INS), uno di navigazione Omega (ONS) e due FDS Collins FD 109.

Le superfici mobili dei comandi principali (alettoni, timone di direzione e timone di profondità) sono manovrati meccanicamente attraverso cavi, aste, leverismi e tubi di torsione. La forza necessaria per muovere le suddette superfici è fornita da servocomandi,

alimentati da due impianti idraulici denominati *booster* e *utility*. Il movimento delle superfici in volo è facilitato anche dalla presenza di trim azionati elettricamente.

L'AFM, nella sezione “*Emergency Operating Procedures*”, precisa che, qualora si sospetti che il sistema *booster* in avaria stia azionando una superficie di volo in modo incontrollabile verso fondo corsa (*hardover*), si debba verificare che gli indicatori di posizione in cabina siano concordi con la condizione di *hardover* e quindi posizionare su “OFF” l'interruttore di controllo *booster*, situato alla base dell'*overhead control panel*. Conseguentemente, ci si dovrà attendere un notevole incremento della forza necessaria per muovere la superficie di controllo per la quale sia stata disattivata l'assistenza idraulica.

Nella medesima parte dell'AFM vengono anche trattate le avarie idrauliche del timone di direzione, degli alettoni e del timone di profondità, ricordando come per ognuna di queste avarie sia comunque possibile un intervento manuale, ma con un sensibile aumento della forza applicata. Inoltre è specificato che per un migliore controllo è necessario utilizzare il trim, ridurre la velocità e la potenza dei motori.

Nel corso dell'investigazione non è stato comunque possibile acquisire dati relativi all'eventuale addestramento richiesto o effettuato dall'equipaggio, né eventuali procedure implementate dall'operatore in merito a queste tipologie di avarie.

Sempre nella stessa parte dell'AFM è riportato che un'avarìa di tipo “*runaway*” al trim degli alettoni non crea seri problemi di controllabilità. Inoltre è rappresentato che non può essere mantenuto il controllo direzionale nel caso di avaria al trim del timone di direzione, intervenuta ad alta velocità, che ne sposti la superficie a fondo corsa. Diventa pertanto necessario ridurre la velocità fino ad un valore in cui si riesca a riprendere il controllo della direzione.

Qualora intervenga un'avarìa di tipo “*runaway*” al trim è necessario:

1. azionare il comando elettrico del trim nella direzione opposta al movimento;
2. togliere l'alimentazione al trim, estraendo il relativo *circuit breaker*.

Nel caso di “*runaway*” del trim dell'elevatore, la sezione in esame dell'AFM indica la sequenza da applicare per arrestare il movimento del trim, fornendo istruzioni aggiuntive nel caso in cui l'avarìa dovesse innescare assetti inusuali a picchiare o a cabrare.

Autopilot System.

L'aeromobile era equipaggiato con un autopilota (Collins AP-105V), che, attraverso attuatori idraulici, comandava gli alettoni, il timone di direzione, l'equilibratore e la relativa aletta di compensazione d'assetto.

L'autopilota ha due modalità di funzionamento: *coupled* ed *uncoupled*. Quest'ultima modalità, dipendendo dal momento di inserimento, mantiene la prua o l'angolo di *bank*; la modalità *coupled* prevede la selezione di una delle seguenti opzioni possibili, effettuata tramite il *flight selector panel* ed il *navigation selector switch*:

- HDG (mantenimento della prua selezionata);
- ALT (cattura e mantenimento della quota);
- NAV/LOC (cattura e mantenimento di una radiale VOR per la navigazione o di un localizzatore);
- APPR (cattura e mantenimento di un localizzatore e sentiero di discesa).

Ingaggiando l'autopilota, il sistema accoppia i servomotori del timone di direzione, degli alettoni e del timone di profondità con le superfici dei comandi di volo e provvede, inoltre, al funzionamento automatico del trim del timone di profondità.

In accordo all'AFM, l'accensione dell'avviso “AP FAIL” è causata da un'avarìa ai servocomandi, ai giroscopi, all'alimentazione o da un'avarìa interna.

La disconnessione dell'autopilota non è automaticamente associata all'accensione dell'avviso “AP FAIL”, ma avviene come conseguenza di un *feedback* logico, che rileva l'effettiva esistenza di condizioni di disconnessione nel modo *coupled*.

In merito all'avarìa dell'autopilota, la procedura di emergenza dell'AFM prescrive che appena intervenga l'avviso di avarìa dell'autopilota, quest'ultimo debba essere disconnesso.

1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE

I METAR nell'area e orario di interesse riportavano quanto segue.

Genova: 131720 15010KT 9999 SCT030 BKN150 23/19 Q1008.

Parma: 131800 VRB03 9999 FEW 030 SCT080 21/15 Q1007.

Piacenza: 131755 10006KT 9999 FEW030 SCT050 BKN 150 21/18 Q1006.

Linate: 131820 VRB02KT 2500 TSRA FEW006 SCT 010CB SCT025 20/15 Q1006 NOSIG.

Malpensa: 131820 15012 9999 BKN030 BKN150 22/19 Q1008.

Il SIGMET valido dalle 17.30' alle 21.30' del giorno dell'incidente riportava che nella FIR di Milano erano osservati e previsti temporali affogati nelle nubi, principalmente sulle Alpi centrali e nella zona Ovest, situazione stazionaria senza cambiamenti.

La carta significativa delle condizioni meteorologiche al suolo valida alle ore 18.00' mostrava condizioni che consentivano il regolare svolgimento del volo in esame.

La registrazione dell'immagine radar (figura 2) mostrava la presenza di formazioni temporalesche ben localizzate ed evitabili seguendo una rotta spostata verso Est, coerentemente con la deviazione effettivamente seguita dall'equipaggio.

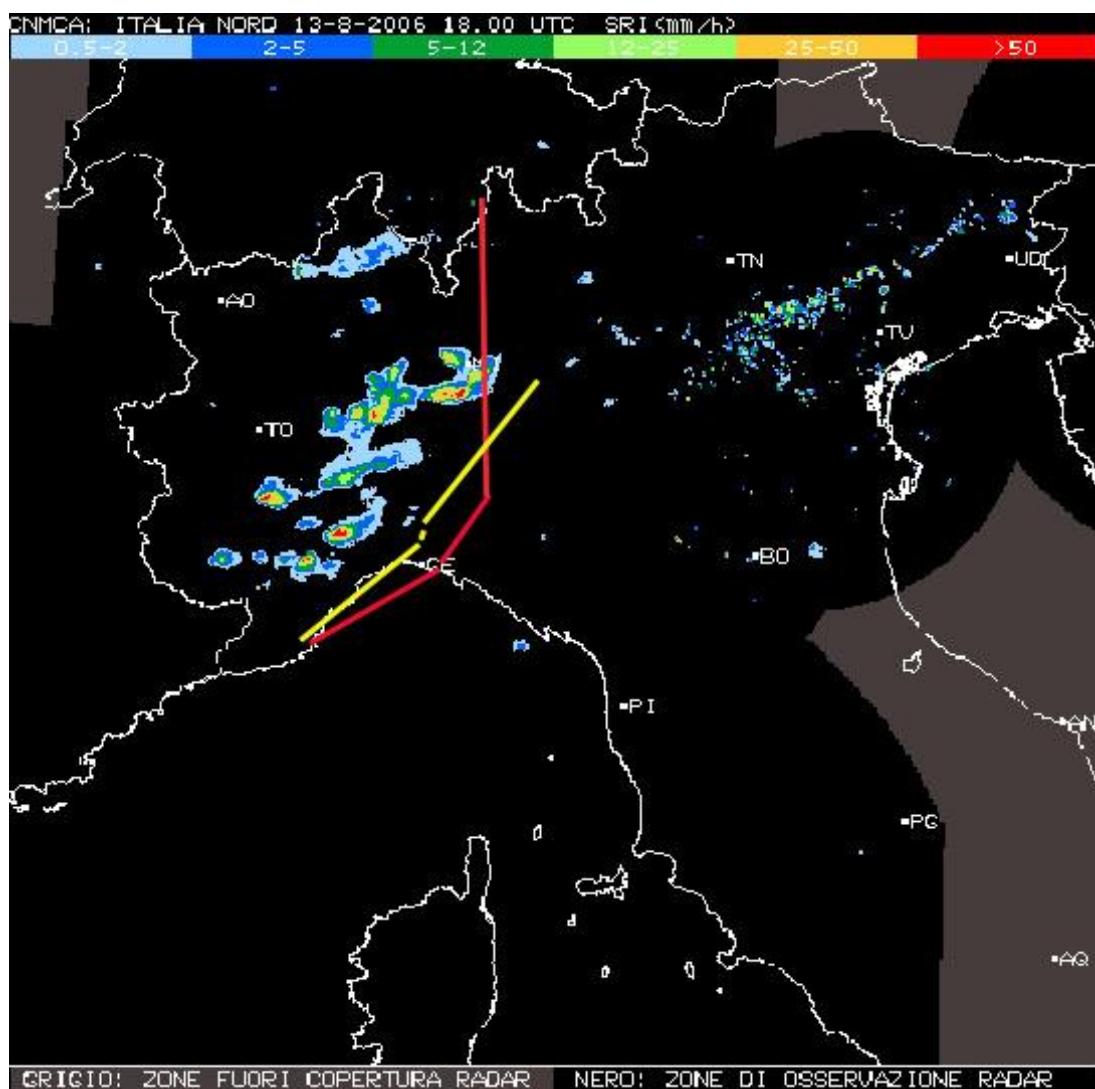


Figura 2: a sinistra gli echi radar (rilevamento delle 18.00' UTC). La linea rossa rappresenta la rotta programmata dal 7T-VHG, quella gialla la rotta effettuata.

La figura 3 rappresenta, invece, il *top* delle nubi nell'area di interesse. In tale immagine il colore blu definisce una vasta zona coperta da nubi, la cui altezza è di circa 6860 m (22.500 piedi), la zona viola invece definisce la zona coperta da nubi la cui altezza è di circa 8880 m (29.000 piedi).

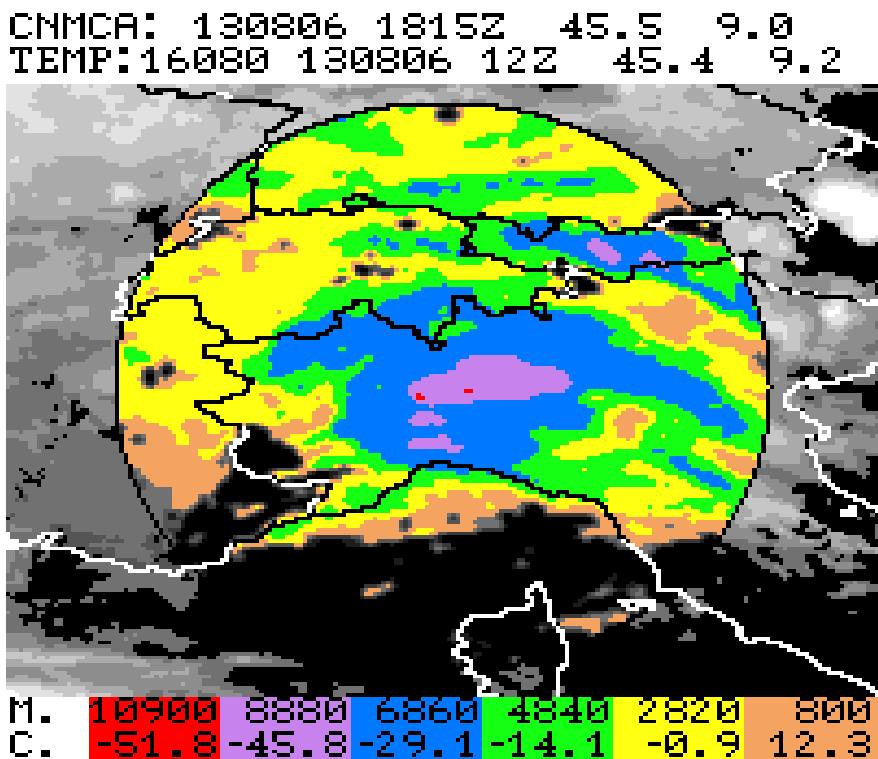


Figura 3: immagine del top delle nubi.

La documentazione meteorologica acquista non ha evidenziato l'esistenza di formazioni di ghiaccio significative, che possano essere direttamente collegate con l'incidente in esame. Tuttavia è parso opportuno chiedere conferma della situazione meteorologica, individuando alcuni aeromobili dell'aviazione commerciale presenti nell'area di interesse in orari compatibili con quello dell'evento, al fine di interpellare i relativi equipaggi. I riporti ricevuti da questi ultimi hanno sostanzialmente confermato la situazione sopra descritta, così riassumibile: in linea generale assenza di formazioni di ghiaccio (se si esclude tra FL130 e FL170 in avvicinamento a Voghera), presenza di nubi temporalesche ad Ovest di Malpensa, leggera turbolenza associata a formazioni cumuliformi.

1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE

Al momento dell'evento l'aeromobile era in contatto radio con Milano ACC sulla frequenza 128.92 MHz, sotto controllo radar, ed era stato autorizzato a deviare dalla rotta, se necessario, per evitare eventuali formazioni nuvolose.

1.9. COMUNICAZIONI

Le comunicazioni radio T/B/T relative alle frequenze 121.8 MHz (Alger GND), 118.7 MHz (Alger TWR); 121.4 MHz (Alger APP) e 127.3 MHz (Alger ACC) sono state trascritte dalla Direction de la Sécurité Aéronautique de l'Aérodrome d'Alger.

Sulla frequenza 121.8 la trascrizione inizia alle 15.54'02" e termina alle 16.05'10".

Sulla frequenza 118.7 la trascrizione inizia alle 16.05'40" e termina alle 16.08'17".

Sulla frequenza 121.4 la trascrizione inizia alle 16.08'21" e termina alle 16.18'39".

Sulla frequenza 127.3 la trascrizione inizia alle 16.18' e termina alle 16.37'.

Tali comunicazioni non contengono informazioni utili ai fini dell'inchiesta.

Le comunicazioni radio T/B/T relative a Marsiglia ACC, comprese nell'arco orario 17.16'/17.49', sulle frequenze 133.325 e 135.925, non contengono informazioni utili ai fini dell'inchiesta.

Le comunicazioni radio T/B/T con Milano ACC sono ricomprese nei seguenti archi orari: dalle 17.45'58" alle 18.05'53" sulla frequenza 135.45 MHz; dalle 18.06'06" alle 18.24'26" sulla frequenza 128.92 MHz.

1.9.1. Trascrizione delle comunicazioni

Di seguito si riportano le ultime comunicazioni intercorse tra il 7T-VHG (volo DAH2208) e Milano ACC sulla frequenza 128.92 MHz.

orario UTC	da	a	comunicazione
18.06'06"	DAH2208	Milano	Milano, AirAlgerie 2208 good evening.
18.06'14"	Milano	DAH2208	AirAlgerie2208, Milano, good evening, under radar, proceed to ABESI, avoid at your discretion.
18.06'20"	DAH2208	Milano	To ABESI, copied, thank you very much.
18.14'59"	Milano	DAH2208	AirAlgerie 2208, Milano.
18.15'57"/ 18.24'26"	Milano	DAH2208	Milano prova a chiamare altre 11 volte il volo DAH2208, senza ricevere alcuna risposta.

Dall'ascolto delle comunicazioni terra-bordo-terra non sono emerse comunicazioni dell'equipaggio che denotino l'esistenza a bordo del velivolo di problematiche tecniche.

1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO

Non pertinente.

1.11. REGISTRATORI DI VOLO E ALTRE REGISTRAZIONI

In questo paragrafo sono riportate le informazioni di maggiore interesse relative agli apparati di registrazione presenti a bordo.

Inoltre, per comodità espositiva, sono riportate in questa sede anche le informazioni tratte da una telecamera antirapina presente presso una stazione di servizio, ubicata in prossimità del luogo dell'incidente.

1.11.1. CVR

La documentazione fornita dalla compagnia aerea ha permesso di evincere che il 7T-VHG era equipaggiato con un CVR Fairchild Modello A 100, P/N 93A100. Il sistema registrava su un nastro magnetico dotato di una autonomia di trenta minuti, alla fine dei quali sovrascriveva la precedente registrazione.

L'*Installation & Operation Manual* dell'apparato specifica che esso è alimentato direttamente dai motori a 115 VAC, 400Hz o a 28 VDC dall'*essential aircraft bus*, qualora sia installato il componente facoltativo DV *inverter*.

Il registratore era collocato in un contenitore di color arancio e nonostante la violenza dell'impatto (foto 2 e 3) ha mantenuto il nastro registrato in una condizione accettabile.



Foto 2: apparato CVR.



Foto 3: apparato CVR parte inferiore.

Il registratore è stato individuato e recuperato dai Vigili del fuoco il mattino del giorno 14 agosto. Successivamente, il 17 agosto 2006, l'apparato è stato trasportato, in coordinamento con la Procura della Repubblica presso il Tribunale di Piacenza, nei laboratori ANSV, per estrarre i dati in esso contenuti.

Il nastro è stato sbobinato ed è risultato suddiviso in una parte che misurava 30,50 cm e in cinque frammenti di lunghezza totale di 16 cm. I frammenti riguardavano i primi secondi della registrazione. Il nastro è stato ripulito da eventuali impurità e riavvolto in una apposita bobina, che poi è stata inserita su un apparato di riproduzione per trasformare i dati magnetici contenuti in dati digitali. (foto da 4 a 10).



Foto 4 e 5: a sinistra, apertura involucro del CVR; a destra, interno del CVR.



Foto 6 e 7: a sinistra, protezione del nastro CVR; a destra, contenitore nastro CVR.

Nonostante le condizioni di danneggiamento estremo dell'involucro esterno, è stato possibile effettuare l'ascolto delle conversazioni e dei rumori registrati dall'apparato.



Foto 8, 9 e 10: a sinistra apertura contenitore del nastro; al centro, nastro; a destra, riavvolgimento del nastro CVR.

La registrazione dura 30'51" ed è stata sincronizzata con buona approssimazione con l'orario registrato nelle comunicazioni T/B/T, tenendo conto che la velocità di registrazione dell'apparato è stata sicuramente influenzata dalla tensione elettrica di alimentazione, che variava al variare della potenza dei motori. Dopo la sincronizzazione risulta che la registrazione inizia alle 17.44'03" e termina alle 18.14'47" (orario della registrazione delle comunicazioni T/B/T). La differenza di circa 7 secondi tra la durata della registrazione T/B/T (30'44") e quella del CVR (30'51") è stata appunto causata dalle variazioni di velocità dell'apparato di registrazione del CVR. Tali 7 secondi sono stati omogeneamente distribuiti nel corso della registrazione del CVR, riducendo, così, la differenza a valori trascurabili ai fini dell'investigazione. Il giorno 12 dicembre 2006 è stata effettuata una trascrizione integrale della registrazione: le trascrizioni delle conversazioni effettuate in lingua araba sono state tradotte in francese ed evidenziate per differenziarle da quelle svolte effettivamente in francese o in inglese.

Successivamente, il nastro originale del CVR è stato trasportato presso i laboratori del BEA, dove è stata effettuata una ulteriore analisi, il cui risultato è stato identico a quello già ottenuto nei laboratori ANSV. Per conto della Procura presso il Tribunale di Piacenza il nastro originale è stato ascoltato e trascritto anche da un ausiliario di Polizia giudiziaria, interprete di lingua araba, inglese e francese.

1.11.2. FDR

Il velivolo era equipaggiato con un registratore di volo (FDR) modello Lockheed 109D P/N 4024400-7. Tale apparato, costruito negli anni '60, registrava solamente i seguenti parametri: tempo, velocità, direzione di volo, quota e accelerazione verticale.

Dalla documentazione fornita dall'operatore del velivolo non si sono avute particolari descrizioni di questo apparato, per cui le ricerche nel luogo dell'incidente sono state sempre indirizzate a cercare un involucro di colore arancione. L'involucro esterno è stato identificato solo il 5 ottobre, ma era completamente aperto, mancante del *foil record assembly* (apparecchiatura interna che contiene il nastro metallico inciso) e con alcuni segni di colore giallo, confondibili con la verniciatura anticorrosione utilizzata in varie parti dell'aeromobile. Infatti questo involucro era stato già osservato e fotografato il 17 agosto durante le operazioni di catalogazione di tutti i reperti (foto 11), ma non era stato identificato a causa dell'estremo danneggiamento e del colore che ricopriva solo alcune parti della scatola.



Foto 11: FDR fotografato il 17 agosto 2006 nel luogo dell'incidente.

Il giorno seguente l'avvenuta identificazione del FDR, iniziando le ricerche dal punto di ritrovamento dell'involucro esterno, veniva rinvenuto ed identificato il *foil record assembly* (foto 12 e 13).



Foto 12 e 13: a sinistra, vista superiore del *foil record assembly*; a destra, vista inferiore.



Foto 14 e 15: a sinistra, interno dell'involucro del FDR; a destra, posizionamento originario del *foil record assembly*.

È necessario specificare che, oltre al ridotto numero di parametri registrati, il nastro di questo apparato è costituito da un nastro metallico (alluminio), che viene inciso da pennini (foto 16 e 17), inserito nel *foil record assembly*, a sua volta collocato, indifferentemente, in un contenitore di colore giallo (foto 18) o di colore arancio (foto 19).

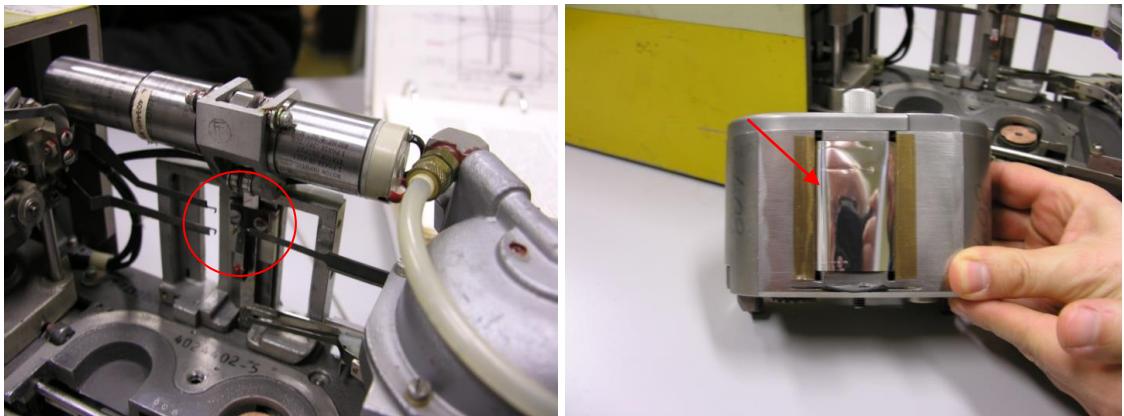


Foto 16 e 17: a sinistra, pennini di incisione; a destra, nastro metallico integro.

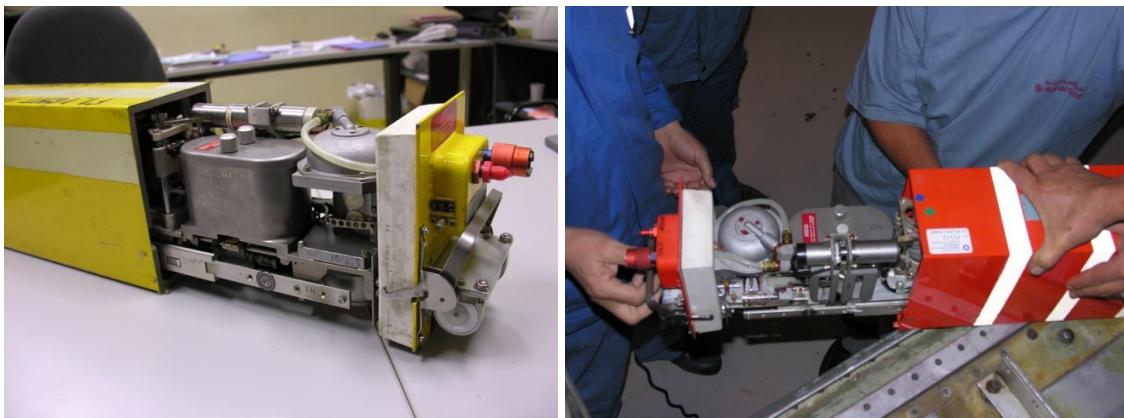


Foto 18 e 19: a sinistra, FDR integro di colore giallo fotografato presso la base dell'operatore coinvolto nell'incidente; a destra, FDR integro di colore arancione, fotografato nello stesso luogo.

Il nastro si svolge tra due aspi, di cui uno, denominato *takeup spool*, traina e avvolge il nastro che nell'avanzamento viene inciso; l'altro, denominato *supply spool*, lo svolge senza resistenza (figura 4). A causa dell'incremento delle dimensioni del rochetto *takeup spool* nel corso della registrazione, la velocità di passaggio del nastro è variabile da un minimo di 6 pollici (circa 15,2 cm) per ora all'inizio dell'avvolgimento ad un massimo di 12 pollici (circa 30,4 cm) per ora alla fine del nastro, dopo 200 ore di volo.

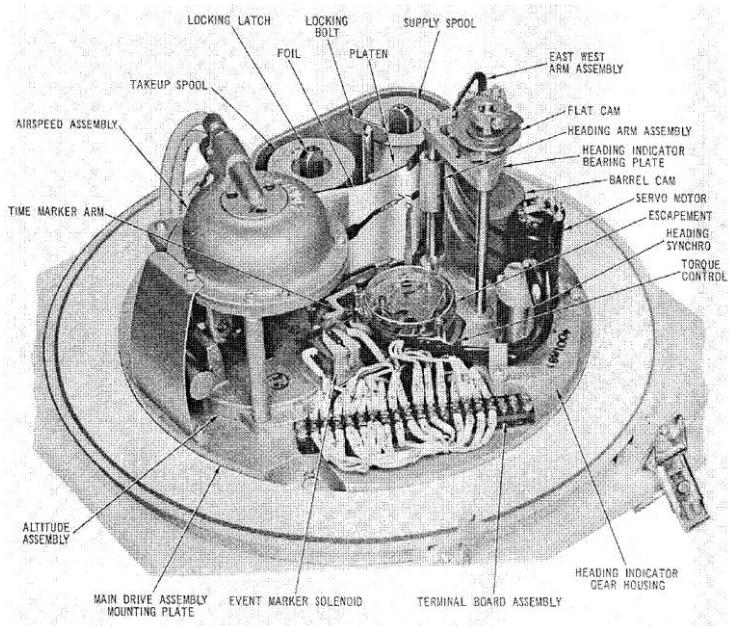


Figura 4: schema del *foil record assembly*.

Dalla documentazione fornita dall'operatore è risultato che il nastro era stato sostituito il giorno 18 luglio 2006, senza però che tale operazione fosse stata registrata nel relativo foglio dell'ATL. Fino al 12 agosto 2006, giorno precedente a quello dell'incidente, il conteggio delle ore volate trascritte sull'ATL risulta essere di 202h 15'. Il *Manuale di manutenzione* riporta che l'accuratezza della registrazione garantisce un minimo di 200 ore registrate, ma alla scadenza di tale intervallo di tempo il nastro deve essere sostituito. All'apertura del *foil record assembly* (foto 20), avvenuta presso l'ANSV, la configurazione risultava non conforme a quella coerente con le 202 ore di funzionamento già effettuate. La bobina denominata *takeup spool* (trainante), che avrebbe dovuto contenere quasi tutto il nastro, ne conteneva solamente 4,28 m dei circa 45 m totali; la bobina denominata *supply spool*, che avrebbe invece dovuto contenerne solo una ridotta quantità, ne conteneva la rimanenza.



Foto 20: *foil record assembly*.

A causa della violenza dell'impatto era completamente mancante la parte frontale del nastro, stimabile in circa 2/3 cm per comparazione con un nastro integro; anche le parti terminali dei due spezzoni erano molto danneggiate, per cui sicuramente l'ultimo minuto registrato risultava illeggibile.

I 4,28 m di nastro contenuti nel *takeup spool* sono stati svolti ed analizzati. La prima parte del nastro, per circa 1,70 m di lunghezza, risultava senza alcuna incisione; la restante parte, pari a 2,58 m, mostrava alcuni tratti incisi.

L'Allegato 6 "Operation of Aircraft" alla Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale, nell'edizione vigente alla data dell'incidente, precisava quanto segue: «The use of engraving metal foil FDRs shall be discontinued by 1st January 1995.» (previsione 6.3.1.3).

Alla luce della predetta previsione dell'Annesso 6, l'ANSV, il 3 gennaio 2007, indirizzava al Ministero dei trasporti algerino una specifica raccomandazione di sicurezza (ANSV-26/618-06/1/A/06, in allegato "A" alla presente relazione), con la quale rappresentava la necessità che i FDR installati sugli aeromobili delle compagnie aeree algerine fossero conformi a quanto prescritto dalla citata normativa internazionale.

1.11.3. Dati scaricati

Il FDR non è risultato utilizzabile ai fini dell'investigazione, in quanto l'esame delle bobine di avvolgimento/svolgimento del relativo nastro ha mostrato che l'apparato non era funzionante al momento dell'incidente.

In ogni caso, tale apparato sarebbe stato di scarso ausilio per le esigenze investigative, a causa dei pochissimi parametri registrati.

1.11.4. Trascrizione del CVR

Come già anticipato, il giorno 12 dicembre 2006 è stata effettuata una trascrizione integrale della registrazione del CVR: le trascrizioni delle conversazioni effettuate in lingua araba sono state tradotte in francese ed evidenziate per differenziarle da quelle svolte effettivamente in francese o in inglese.

Di seguito si riportano soltanto le comunicazioni utili ai fini investigativi, relative, in particolare, alle ultime fasi del volo (P1 comandante, P2 copilota, F/E tecnico di volo).

Speaker	ATC Time	CVR Time	Flight Crew Conversations
?	18.14'02"	30.03	Ahh!
P2	18.14'03"	30.04	Autopilot fail!
P2	18.14'05"	30.06	Ah, ya donc toute l'arrière alors.
P2	18.14'13"	30.14	Autopilot disengage.
P1	18.14'15"	30.16	Disengage.
P1	18.14'16"	30.17	J'arrive pas à le faire revenir.
P1	18.14'19"	30.20	J'arrive pas à le faire virer.
?	18.14'21"	30.22	Remonte, remonte!
P1			Il faut faire des efforts!
P1	18.14'27"	30.28	Ah, moi j'ai perdu la [boule?]
P2	18.14'30"	30.31	Moi je l'ai perdu.
P2	18.14'31"	30.32	Non non je l'ai perdu! Je l'ai perdu!
	18.14'31"	30.32	OVERSPEED WARN (clackeur)
P2	18.14'35"	30.36	Clackeur... clackeur.
?	18.14'36"	30.37	Vitesse!
?	18.14'39"	30.40	Vitesse!
?	18.14'42"	30.43	La vitesse!
P1	18.14'44"	30.45	Remonte!
F/E	18.14'45"	30.46	Remonte!
	18.14'47"	30.51	FINE DELLA REGISTRAZIONE

1.11.5. Telecamera di sorveglianza

Una telecamera antirapina, posizionata in una stazione di servizio situata a Sud del luogo d'impatto, ad una distanza dallo stesso di circa 1500 m, ha ripreso casualmente gli ultimi secondi di volo dell'aeromobile algerino (foto 21). La qualità delle immagini non è molto definita. La scarsa definizione dell'immagine (analizzata presso i laboratori del BEA) non ha consentito di definire con certezza la configurazione e l'assetto dell'aeromobile prima dell'impatto. Esaminando però le immagini è possibile rilevare che la silhouette del velivolo passa da un effetto chiaro ad un effetto scuro, che potrebbe far presupporre una rotazione dell'aeromobile sull'asse longitudinale.

Dall'esame delle immagini (oltre che dai rilievi effettuati nel luogo dell'incidente) si può ritenere che il velivolo abbia impattato il terreno con un angolo approssimativo di 45/50°.

La stima della distanza coperta dall'aeromobile nel corso della ripresa, rapportata al tempo di percorrenza registrato, consente di stimare in circa 440 nodi la velocità del velivolo all'impatto.



Foto 21: ripresa della telecamera di sorveglianza. Nel cerchio rosso si intravede il 7T-VHG.

1.12. INFORMAZIONI SUL RELITTO E SUL LUOGO DI IMPATTO

In questo paragrafo sono riportate le informazioni acquisite dall'esame del relitto e del luogo dell'evento.

1.12.1. Luogo dell'incidente

L'aeromobile è precipitato nelle vicinanze della città di Piacenza, su un campo adibito a coltivazioni, in coordinate geografiche 45°02'19"N 09°39'20"E (foto 22). Nell'impatto, il velivolo ha creato un cratere di forma coerente con la sua sezione frontale, di dimensioni 52 x 17 m circa e di profondità variabile fino ad un massimo di due metri, disintegrandosi completamente.

La proiezione dei rottami era concentrata nella direzione di moto prevalente del velivolo, corrispondente ad una prua di circa 030°/040°. Tale dato è coerente con la direzione della traiettoria (verso Nord-Est) ripresa dalla videocamera presente presso il citato distributore di benzina.

Nella dispersione dei rottami, il ritrovamento sul lato destro rispetto al punto di impatto di alcuni componenti appartenenti alla parte sinistra del velivolo (e viceversa), tra cui il tubo di drenaggio semiala sinistra del *fuel jettison* (freccia rossa in foto 22), fa ritenere che l'impatto con il terreno sia avvenuto con il velivolo in assetto rovescio.



Foto 22: foto aerea della zona di impatto.

1.12.2. Tracce al suolo e distribuzione dei rottami



Foto 23: rottami dispersi sul terreno (notare la delimitazione dell'area in riquadri per la catalogazione reperti).

L'area dell'impatto è stata suddivisa in riquadri delimitati da transenne e nastri (foto 23). Ogni riquadro è stato catalogato con delle sigle e tutti i resti significativi contenuti in esso sono stati numerati, fotografati e classificati con coordinate geografiche; con la collaborazione dell'Esercito italiano, tutti i detriti rinvenuti all'interno di ciascun quadrante sono stati raccolti e trasportati all'interno di una base aerea militare, dove sono stati opportunamente riposizionati in un hangar dedicato.

Ogni frammento è stato successivamente identificato da tecnici specialisti, separando tutti i componenti che necessitavano di analisi approfondite.

Quasi tutti i rottami principali erano concentrati intorno all'area del cratere di impatto, in un raggio di circa 800 m. Facevano eccezione la parte superiore del timone di direzione (foto 24) e le due parti terminali dell'equilibratore (foto 25 e 26), che sono stati rispettivamente rinvenuti ad una distanza di 1181,25 m e di 2160,92 m prima del cratere (figura 5).



Foto 24: parte superiore del timone di direzione.



Foto 25 e 26: a sinistra, frammento del terminale equilibratore lato destro; a destra, frammento del terminale equilibratore lato sinistro.



Figura 5: punti di rinvenimento di alcuni componenti del velivolo (su supporto Google Earth).

I 4 gruppi motopropulsori (vedi, ad esempio, foto 27) e le relative pale dell'elica sono stati rinvenuti completamente distrutti.



Foto 27: frammenti di uno dei motori.

L'abitacolo del velivolo era inesistente, essendosi disintegrato al momento dell'impatto. È stato tuttavia possibile recuperare alcuni strumenti (foto 28 e 29), che si presentavano deformati.



Foto 28 e 29: alcuni degli strumenti recuperati.

La successiva ricostruzione della catena dei comandi di volo, effettuata in un hangar della citata base militare, ha escluso la presenza di discontinuità che ne potesse compromettere la funzionalità meccanica prima dell'incidente.

1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA

Tutti i membri dell'equipaggio avevano effettuato i previsti controlli medici periodici con esito favorevole.

Nello svolgimento dell'inchiesta non sono emersi elementi che facciano supporre l'insorgenza di malori che possano aver contribuito all'accadimento dell'evento, come peraltro anche confermato dall'ascolto delle registrazioni del CVR.

1.14. INCENDIO

Subito dopo l'impatto si sono sviluppati alcuni focolai di incendio di modesta entità, estinti in breve tempo dal personale di soccorso intervenuto sul luogo dell'incidente.

1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA

Intorno alle 18.25' intervenivano sul luogo dell'incidente personale e mezzi dei Vigili del fuoco, della Polizia di Stato, dei Carabinieri, della Guardia di finanza, della Polizia municipale e dei Volontari civili. Fin dal primo momento appariva evidente la gravità dell'incidente, rilevando l'assenza di superstiti.

I Vigili del fuoco provvedevano a recintare la zona dell'evento e ad effettuarne la relativa messa in sicurezza; eseguivano poi dei rilievi per verificare possibili contaminazioni dell'area, con specifico riferimento alla presenza di eventuali materiali radioattivi. Tali rilievi davano esito negativo.

1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE

1.16.1. Ricognizione aerea

Il 22 agosto 2006, alle 08.15' UTC, è stato effettuato un volo con un elicottero messo a disposizione dalla Polizia di Stato, per verificare quanto segue:

- la qualità della ricezione della traccia radar e dei segnali del transponder sul luogo dell'incidente;
- la dispersione di eventuali parti dell'aeromobile intorno al luogo dell'impatto.

L'elicottero si è posizionato a circa 2000 piedi sul punto esatto dell'impatto: successivamente è stato contattato Milano ACC su una frequenza prestabilita ed è stata effettuata una discesa, che ha consentito di verificare la qualità della ricezione della traccia radar (traccia primaria) e del modo Charlie dell'apparato transponder.

Il test ha consentito di verificare che i segnali erano regolarmente ricevuti da Milano ACC fino ad una quota di 400 piedi, al di sotto della quale il segnale del modo Charlie del transponder diventava intermittente; a 200 piedi la traccia dell'aeromobile (segnaletico primario) era ricevuta a tratti ed il modo Charlie era scomparso.

La successiva ricognizione aerea delle aree limitrofe al punto di impatto non ha portato alla individuazione di nuovi componenti significativi oltre a quelli già rinvenuti.

1.16.2. Prove al simulatore di volo

Il giorno 18 dicembre 2006, in prossimità di Algeri, dove è presente un centro addestramento piloti con relativo simulatore di volo dell'aeromobile C-130, è stata organizzata, alla presenza dell'ANSV e del rappresentante accreditato algerino e dei suoi collaboratori, una sessione di test in volo, per verificare il comportamento dell'aeromobile al manifestarsi di avarie ai comandi di volo.

Il simulatore è stato predisposto con tutti i parametri del volo conclusosi con l'incidente (configurazione aeromobile, peso, centro di gravità, carburante, quota, velocità, ecc.).

Prima del test è stato stabilito un protocollo con l'istruttore algerino che avrebbe simulato le avarie all'insaputa dell'equipaggio, il quale avrebbe dovuto reagire secondo le procedure contemplate nella manualistica di Air Algerie.

Le avarie idrauliche applicate separatamente ai tre comandi di volo (alettoni, timone di profondità e timone di direzione) non hanno prodotto alcuna conseguenza, poiché la perdita di servo-assistenza idraulica è stata comunque compensata manualmente, anche se con uno sforzo maggiore.

Le avarie denominate “*runaway*”, che producono uno spostamento incontrollato dei relativi trim, prevedono l'applicazione di procedure di emergenza più complicate, ma, nel corso dei test, non hanno mai causato la perdita di controllo dell'aeromobile.

In pratica, l'equipaggio ha gestito, sia con autopilota inserito sia con autopilota disinserito, tutte le avarie programmabili, senza mai perdere il controllo dell'aeromobile.

Successivamente sono state simulate le stesse avarie, ma chiedendo all'equipaggio di non intervenire, per verificare il comportamento dell'aeromobile. Da questo test è risultato che, nel caso di avaria al trim del timone di profondità, dopo circa 4 secondi senza interventi l'aeromobile ha picchiato violentemente ed in modo incontrollabile ed irreversibile, con accensione della luce rossa “COMPTR FAIL” (figura 6).

Nel caso di avaria al trim del timone di direzione c'è stata una perdita di velocità, ma l'aeromobile è rimasto controllabile anche intervenendo dopo ben 12 secondi.

Flight Control System Controls and Annunciator Lights

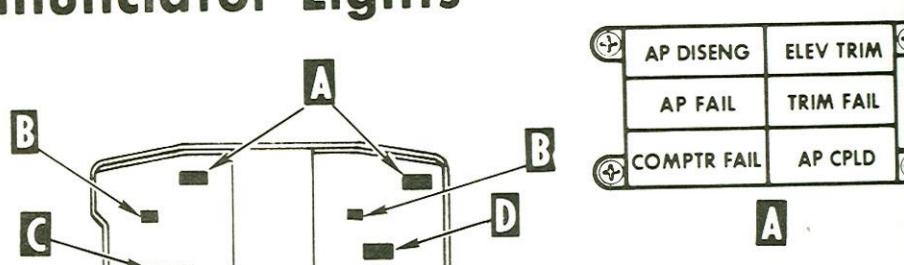


Figura n. 6: pannello avvisi avarie.

Nel caso di avaria ai trim degli alettoni si è verificato un rapido movimento sull'asse del rollio, con perdita di controllo irreversibile in circa 4 secondi.

Si è quindi stabilito di sperimentare la contemporanea avaria ai servomotori dei comandi di volo del timone di profondità e del timone di direzione con autopilota inserito e successivamente disinserito. Gli effetti sono stati i seguenti: accensione dell'avviso “AP

FAIL”, assetto a picchiare di circa 40° con una inclinazione a destra intorno ai 60°, perdita delle informazioni di assetto sullo strumento “orizzonte artificiale” (denominato dai piloti *boule trois axes*). Tale avaria è stata ripetuta diverse volte ed è sempre degenerata in una perdita totale di controllo dell'aeromobile.

1.16.3. Indagini di laboratorio

Nel corso dell'inchiesta sono state eseguite, presso i laboratori del Reparto chimico del Centro sperimentale volo dell'Aeronautica militare, alcune analisi su specifici componenti dell'aeromobile, i cui esiti sono riportati nelle relative relazioni di cui agli allegati “B”, “C” e “D” alla presente relazione. In particolare, le analisi hanno riguardato i seguenti componenti:

- le estremità destra e sinistra dell'equilibratore;
- frammento del timone di direzione;
- il servocomando alettoni;
- il servocomando di direzione;
- il servocomando di profondità;
- il *bracket booster assembly*;
- due strumenti di volo (anemometro e indicatore Percent RPM).

Per quanto concerne gli accertamenti sulle due parti terminali dell'equilibratore e sul frammento del timone di direzione, staccatisi in volo e rinvenuti prima del punto d'impatto, le analisi hanno accertato che la rottura di tali componenti è avvenuta per sovraccarico ed è stata provocata da sollecitazioni aerodinamiche ed inerziali non compatibili con le ordinarie condizioni di volo dell'aeromobile. Nello specifico, gli esami morfologici delle deformazioni plastiche riscontrate sul timone di direzione (foto 30 e figura 7) hanno permesso di valutare che la rottura è avvenuta per effetto di una sollecitazione a flessione antero-posteriore prodottasi con il timone inclinato verso destra.

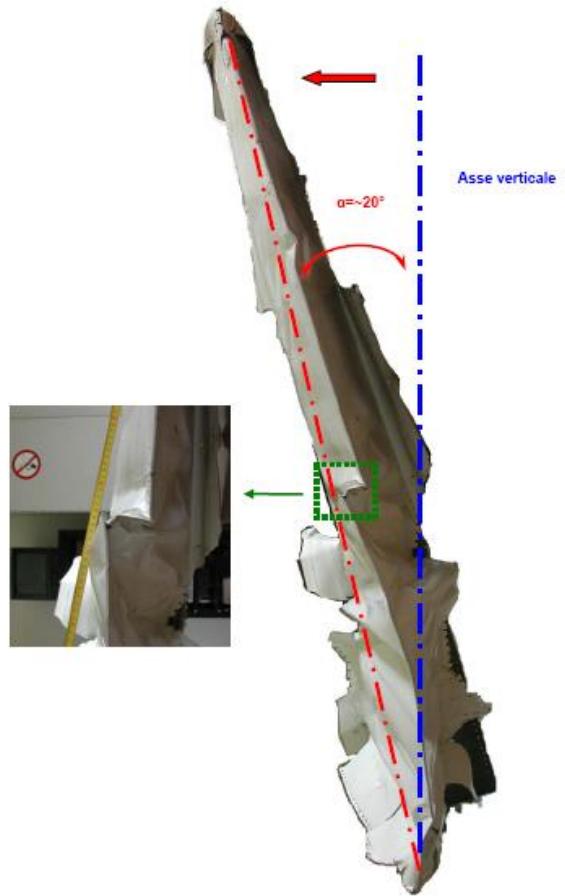


Foto 30 e figura 7: vista, da dietro, del timone di direzione.

Per quanto concerne le due estremità dell’equilibratore, la sollecitazione che ne ha provocato la rottura è stata ricondotta ad una flessione che ha agito quando l’equilibratore era in posizione “*up*”, seguita da una trazione antero-posteriore a carico del bordo d’entrata e del primo pannello.

Relativamente allo stato dei servocomandi, dalla misura delle lunghezze delle aste di scorrimento sporgenti dai *case* e delle distanze interne degli stantuffi rispetto alla loro corsa ammessa da progetto è risultato che, al momento dell’incidente, tutti e tre i servocomandi erano in posizione neutra. Poiché tale posizione non è congruente con quanto determinato dalle analisi dei frammenti distaccatisi in volo, essa è stata attribuita al carico aerodinamico cui è andato soggetto l’aeromobile poco prima dell’impatto. I segni di usura riscontrati sui tre servocomandi sono stati associati a generiche anomalie di esercizio.

Le analisi condotte sul fluido idraulico a base minerale NATO H-520, prelevato dal servocomando di profondità, hanno inoltre consentito di escludere fenomeni di contaminazione nonché la presenza di usura e stress termici precedenti all’impatto.

È stata altresì indagata la rottura del *bracket booster assembly* (foto 31). Tale particolare, infatti, era già stato in passato oggetto di studi da parte del costruttore del velivolo per via di pregresse rotture a fatica, che avevano portato alla sostituzione del relativo materiale costituente (da lega di alluminio A356-T6 ad acciaio inossidabile 17-4PH).

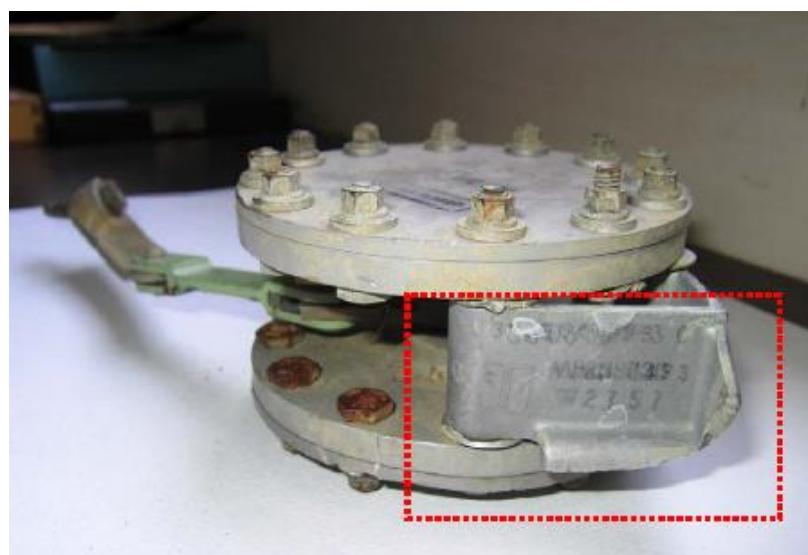


Foto 31: *bracket booster assembly* (particolare in tratteggio rosso) come rinvenuto.

Le analisi condotte su tale componente hanno accertato la composizione acciaiosa dello stesso ed escluso qualsiasi carattere progressivo della superficie di rottura.

Per quanto concerne, infine, l’esame dei due strumenti di bordo (anemometro e indicatore Percent RPM), il relativo controllo con la lampada di Wood non ha consentito di individuare alcuna traccia significativa di fluorescenza, per cui non è stato possibile determinare quale fosse la posizione delle lancette dei due strumenti al momento dell’impatto.

1.16.4. Tracciati radar

I tracciati radar del volo conclusosi con l’incidente sono stati registrati dal sistema MRT di ENAV SpA. Il sistema MRT si avvale di un certo numero di testate radar, le cui aree di copertura si sovrappongono parzialmente; in tal modo, la presenza di un bersaglio è generalmente rilevata da più di una testata. Ciascuna testata invia i propri dati di rilevamento

al sistema centrale, che, sulla base di questi, genera la “traccia MRT” quale frutto di un algoritmo che tiene conto di tutti i contributi opportunamente pesati.

Poiché tale sistema lavora attraverso algoritmi predittivi, in presenza di traiettorie incoerenti con la direzione e la velocità delle ultime tracce acquisite esso costruisce artificialmente un certo numero di battute prima di riconsiderare concretamente la nuova posizione dell'aeromobile. Pertanto, la traccia risultante è da considerarsi attendibile quando l'aeromobile segua percorsi lineari con movimenti sul piano verticale compatibili con le prestazioni degli aeromobili (velocità e ratei di discesa operativi). Nel caso in cui, invece, un aeromobile assuma assetti particolari o ratei di discesa violenti o improvvisi, la risultante delle tracce registrate potrebbe facilmente perdere di attendibilità, non essendo peraltro il sistema certamente finalizzato né concepito per documentare tali circostanze.

I tracciati MRT del volo in oggetto riportano una battuta all'incirca ogni sei secondi. L'ultimo dato che rileva l'aeromobile a FL240 è stato registrato alle 18.14'21"; alla successiva battuta, acquisita 14 secondi circa dopo la disconnessione dell'autopilota, l'aeromobile viene rilevato a FL235. Le successive registrazioni di quota ogni sei secondi riportavano, in successione: 226, 218, 200, 200, 155, 155, 155. Questa ultima quota, 155, è stata registrata alle 18.15'09", 48 secondi dopo l'inizio della discesa.

Per quanto riguarda la direzione di volo, a partire dalla perdita di quota i dati acquisiti riportano un progressivo spostamento verso destra rispetto alla rotta.

Lo stesso tracciato radar è stato oggetto di un ulteriore studio, che, esaminando il sistema MRT, ha utilizzato anche le tracce ricevute da singole testate radar e non elaborate elettronicamente; il risultato di tale studio ha consentito di costruire una traiettoria prossima a quella precedentemente illustrata, ma che in questo caso riporta valori di quota fino a 9500 piedi, raggiunti alle 18.15'10", circa 49 secondi dopo l'inizio della discesa (figura 8).

Per avere ulteriori evidenze a fini investigativi, sono stati acquisiti anche i tracciati radar dell'Aeronautica militare e della società svizzera *Skyguide*: tali tracciati non hanno tuttavia fornito informazioni aggiuntive utili; tuttavia, il tracciato acquisito presso *Skyguide* ha confermato lo spostamento del velivolo sulla destra rispetto alla rotta prima dell'impatto finale.

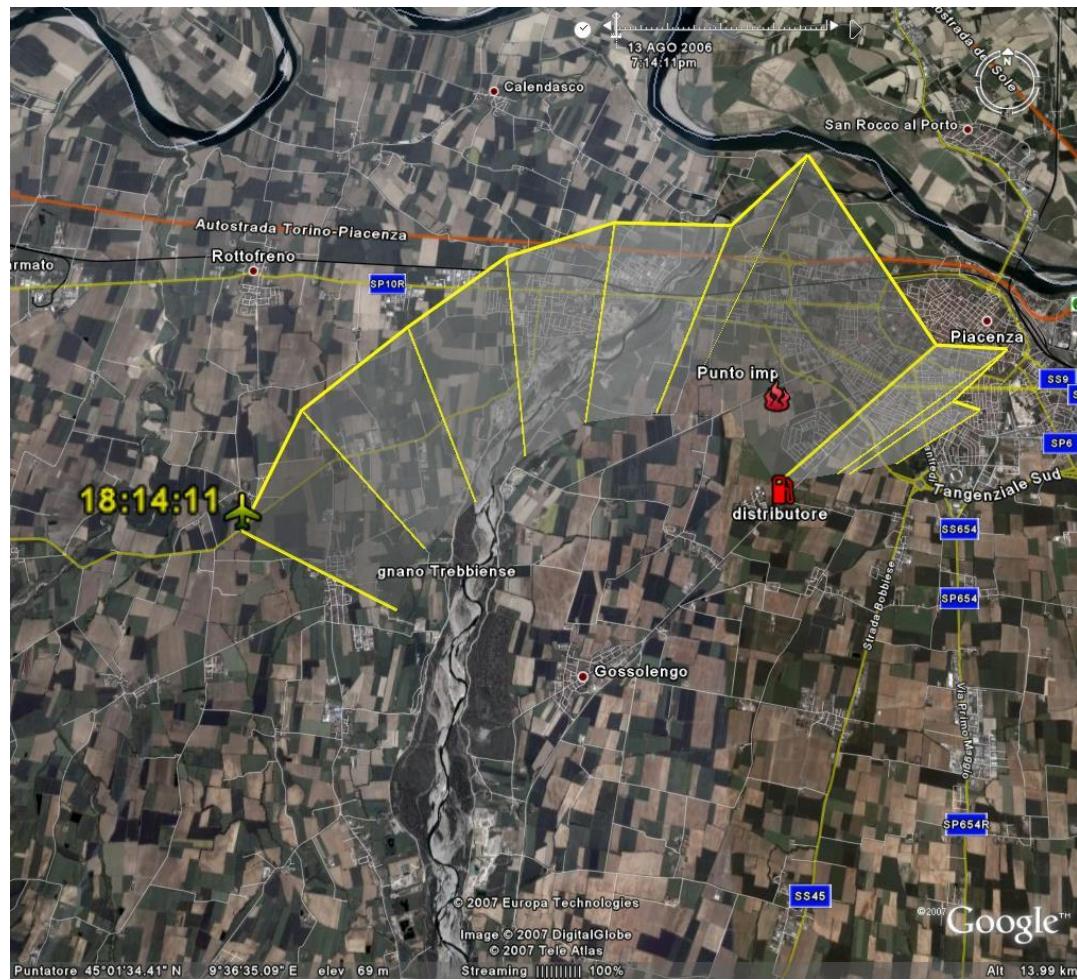


Figura 8: rappresentazione grafica dello studio sul tracciato radar (su supporto Google Earth).

1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI

La lettura dell'ATL e della documentazione manutentiva del velivolo ha evidenziato quanto segue:

- diverse pagine dell'ATL non sono firmate da alcun membro dell'equipaggio, altre risultano siglate dal solo comandante, altre, invece, dal solo *flight engineer*;
- spesso non risulta registrata l'ispezione prevolo;
- non sempre risulta registrata l'ispezione giornaliera e talvolta tale operazione non è accompagnata dalla compilazione della sezione “*certificate of release to service*”;
- il foglio ATL n. 081009 del 5 agosto 2006 presenta un'evidente correzione nella sezione “*aircraft hours/cycles*”: in particolare, il valore ore di volo 31.889, coerente con quello riportato dal foglio precedente (ATL n. 081008 del 5 agosto 2006), risulterebbe essere stato sovrascritto, modificando il citato valore in 31.786, riducendo di 103h le ore di volo totali registrate per il velivolo 7T-VHG;

- c’è una incongruenza di 2 ore di volo fra il foglio ATL n. 081011 del 5 agosto 2006 e quello successivo. Nello specifico, le ore “*prior*” riportate sul foglio ATL n. 081012 del 5 agosto 2006 mostrano una correzione dal valore di 31.791h 15’ (che corrisponde alle ore all’atterraggio riportate sul precedente foglio ATL n. 081011) in 31.793h 35’, quindi esattamente 2h 20’ in più.

1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI

Al momento dell’impatto una ruota del carrello principale del velivolo si separava dalla fusoliera e dopo aver percorso una traiettoria balistica di circa 300 m abbatteva un palo di sostegno di una linea elettrica gestita dall’ENEL, causando un *black-out* in alcune zone della città di Piacenza. La società elettrica ha fornito l’ora esatta dell’interruzione di energia registrata dal sistema, che corrisponde alle 18.15’22” UTC.

Considerando l’equazione $T = X/V_{ox}$ per calcolare il tempo di un proiettile in movimento (ove: T = tempo in secondi; X = distanza percorsa in metri; V_{ox} = velocità orizzontale iniziale in metri/secondo) e stimando come velocità orizzontale iniziale il 50% della velocità all’impatto (calcolata 444 nodi, pari a 228 m/s): $T = 300 \text{ [m]} / 114 \text{ [m/s]} = 2,6 \text{ [s]}$, si ottiene che l’orario stimato dell’impatto può quindi essere considerato 18.15’19”.

1.19. TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI

Non pertinente.

CAPITOLO II

ANALISI

2. GENERALITÀ

Di seguito vengono analizzati gli elementi oggettivi acquisiti nel corso dell'inchiesta, descritti nel capitolo precedente.

L'obiettivo dell'analisi consiste nello stabilire un nesso logico tra le evidenze acquisite e le conclusioni.

2.1. FATTORE AMBIENTALE

Il volo si è svolto regolarmente sino in prossimità della città di Piacenza.

In cabina, nel corso del volo e sino a qualche istante prima dell'innescarsi delle ultime fasi che hanno portato all'incidente, l'atmosfera fra i membri dell'equipaggio era serena e rilassata, come è stato possibile dedurre dall'ascolto del CVR. Le comunicazioni intercorse in *cockpit* denotano peraltro una certa familiarità esistente fra i tre membri di equipaggio.

Fino a poco più di un minuto prima dell'incidente, le comunicazioni tecniche in *cockpit* sono state assolutamente routinarie e non hanno rivelato l'esistenza di particolari criticità di carattere tecnico o associate alle condizioni meteorologiche in atto.

Al riguardo, i fenomeni temporaleschi presenti erano posizionati ad Ovest rispetto alla rotta seguita dal velivolo 7T-VHG e i dati meteorologici acquisiti in corso di inchiesta hanno consentito di escludere l'esistenza di significativi fenomeni di formazione di ghiaccio sulla rotta ed alla quota tenuta dal velivolo. Le ulteriori evidenze acquisite in corso di inchiesta hanno confermato le predette informazioni. Alcuni equipaggi interpellati dall'ANSV, che approssimativamente nello stesso intervallo temporale del velivolo 7T-VHG hanno interessato la medesima area, hanno infatti fornito le seguenti informazioni: in linea generale assenza di formazioni di ghiaccio (se si esclude tra FL130 e FL170 in avvicinamento a Voghera), presenza di nubi temporalesche a Ovest di Malpensa, leggera turbolenza associata a formazioni cumuliformi.

Dall'esame delle evidenze meteorologiche si rileva che il volo del velivolo 7T-VHG è stato condotto sopra le nubi, il cui *top* era di circa di 22.500 piedi, mantenendo una rotta a destra di quella pianificata, al fine di evitare l'ingresso in altre formazioni nuvolose che arrivavano fino a 29.000 piedi. In effetti, in prossimità del punto di riporto MONEB, l'equipaggio

parlava di una grossa formazione nuvolosa che si trovava esattamente sulla rotta che l'aeromobile avrebbe dovuto percorrere verso il successivo punto di navigazione, denominato ABESI. In conseguenza di ciò, il comandante suggeriva di assumere una prua di 020° per evitare la formazione nuvolosa.

L'analisi globale dell'ambiente operativo e di quello meteorologico porta a concludere che non ci fossero condizioni di particolare criticità, in grado di influenzare l'evoluzione finale dell'evento, contribuendo così all'accadimento dello stesso.

2.2. FATTORE TECNICO

Problematiche tecniche manifestatesi nella fase finale del volo.

Preliminarmente va evidenziato che l'elevatissimo stato di frammentazione del relitto e la sostanziale assenza/inutilizzabilità dei dati FDR hanno reso molto difficile l'inchiesta di sicurezza, che non ha quindi potuto acquisire su alcuni aspetti certezze incontrovertibili.

La sequenza delle ultime fasi del volo ha inizio con l'esclamazione «Ahh!» da parte di uno dei membri dell'equipaggio, seguita, un secondo dopo, dalla segnalazione fatta dal copilota «Autopilot fail!». Il fatto che questo commento sia stato effettuato, a differenza della prevalenza degli altri, in lingua inglese, lascerebbe presupporre che il copilota stesse dando conto della lettura dell'accensione della relativa spia, posta nel settore superiore del pannello strumenti di ciascun pilota.

Due secondi dopo, lo stesso copilota dichiara «Ah, y a donc toute l'arrière alors». A questa frase, letteralmente traducibile in italiano «Ah, allora è tutto dietro quindi», non è stato possibile attribuire con certezza una univoca interpretazione tecnica in relazione all'evento in corso. Trascorsi ulteriori 10 secondi, il copilota dichiara: «Autopilot disengage», seguito immediatamente dal comandante, che, a sua volta, ripete o conferma «Disengage».

È ragionevole supporre che in questo momento tutti i membri dell'equipaggio stessero cercando di comprendere le ragioni dell'avaria correlata all'accensione della spia “AP FAIL”, ma dall'ascolto del CVR non sono emerse informazioni che possano meglio indicare la causa dell'accensione stessa, né che possano aiutare a comprendere se la disconnessione dell'autopilota sia avvenuta automaticamente o sia stata azionata manualmente.

I dati radar indicano che nel tempo intercorso fino alla disconnessione dell'autopilota l'aeromobile ha mantenuto FL240 e prua costante di circa 040°. Immediatamente dopo la disconnessione dell'autopilota, il comandante esclama «J'arrive pas à le faire revenir»,

aggiungendo subito dopo «J'arrive pas à le faire virer»: da queste esclamazioni parrebbe dedursi che il comandante sia intervenuto sui comandi dell'aeromobile, senza però riuscire a correggere la criticità manifestatasi e a riprendere il controllo del velivolo.

Nei secondi che seguono la disconnessione dell'autopilota, i dati radar mostrano che l'aeromobile ha inizialmente mantenuto FL240, cominciando però a virare verso destra rispetto alla sua rotta. L'accuratezza e la risoluzione dei dati radar (approssimativamente registrati ogni 6 secondi) non consentono di descrivere con esattezza la sequenza reale della traiettoria assunta dall'aeromobile in termini di altitudine e prua nell'evolversi dell'evento, ma forniscono una certa evidenza dell'andamento del volo. I successivi dati radar mostrano che l'aeromobile ha quindi iniziato a perdere quota, continuando però a virare verso destra. Ciò è confermato dai commenti di un impreciso membro dell'equipaggio che, con voce concitata dice «Remonte, remonte!». Il comandante a sua volta risponde «Il faut faire des efforts!», dando con questa esclamazione la sensazione di uno sforzo fisico notevole da parte sua sui comandi di volo per poter recuperare l'assetto del velivolo, in particolare per farlo risalire di quota. In questa fase, il copilota dice «Ah, moi j'ai perdu la [boule?]» (letteralmente, «Ah, io ho perso la [palla?]»: ancorché nell'ascolto delle registrazioni del CVR quest'ultimo termine (*boule*) non appaia inequivocabilmente chiaro, è però ragionevole ritenere che la parola pronunciata dal copilota sia proprio quella. Dai confronti avuti con i rappresentanti stranieri presenti nell'inchiesta dell'ANSV sarebbe emerso che il termine *boule* utilizzato dal copilota stesse probabilmente ad indicare l'orizzonte artificiale. Questa interpretazione, supportata da altre evidenze acquisite in corso di inchiesta, farebbe ritenere che il velivolo, in quella fase, stesse entrando in una condizione di assetto inusuale. I restanti secondi di registrazione del CVR rendono conto di allarmi e commenti da parte dell'equipaggio coerenti con il superamento dei limiti di velocità operativa, nonostante gli interventi e gli sforzi operati dall'equipaggio stesso sui comandi. La condizione di *overspeed* dell'aeromobile è inoltre confermata dall'avviso acustico registrato dal CVR nel corso delle ultime fasi di funzionamento, nonché dalla separazione in volo di parti dell'equilibratore e del timone di direzione.

Le evidenze acquisite (tracciati radar, registrazioni CVR, esame delle parti del velivolo ritrovate distanti dal punto di impatto) correlate con le tempistiche intercorse tra il momento in cui il velivolo ha iniziato la discesa incontrollata da FL240 sino all'impatto con il suolo (poco più di 70 secondi) porterebbero quindi a ritenere che durante la predetta discesa incontrollata, con velocità in rapidissimo aumento, il velivolo abbia assunto una traiettoria a muso basso, tendente ad una spirale verso destra, che si è stretta progressivamente, sino a far

raggiungere al velivolo un assetto rovescio al momento dell’impatto, avvenuto con una velocità stimata di 440 nodi.

La registrazione del CVR si interrompe bruscamente poco più di una quarantina di secondi dopo la segnalazione fatta dal copilota «Autopilot fail!» e poco più di una trentina di secondi prima dell’impatto col suolo. Sebbene l’inchiesta non sia stata in grado di determinare con univoca certezza le cause di tale brusca interruzione, è ragionevole ipotizzare che la stessa sia stata provocata dalle abnormi sollecitazioni e/o vibrazioni cui l’aeromobile è andato soggetto durante la sua rapida discesa.

Analisi della documentazione tecnica.

L’analisi della documentazione tecnica dell’aeromobile ha evidenziato delle lacune nella standardizzazione delle procedure di compilazione dell’ATL.

In particolare, alcune correzioni apportate a specifici dati dall’ATL farebbero sorgere dei dubbi sul reale numero complessivo delle ore di volo del velivolo.

Esito delle analisi condotte.

Gli esami effettuati hanno consentito di escludere l’ipotesi che l’evento possa essere stato causato da un’esplosione o da una collisione in volo; gli accertamenti hanno inoltre escluso la possibilità che l’incidente sia stato provocato da problemi strutturali indotti dalla evoluzione catastrofica di avarie progressive in atto, come ad esempio fenomeni di fatica.

D’altro canto, tutti gli elementi citati sono in accordo con uno scenario di perdita di controllo dell’aeromobile da parte dell’equipaggio e coerenti con una separazione in volo dei componenti rinvenuti ben prima del punto d’impatto a causa del superamento dei carichi aerodinamici.

In tal senso, va specificato che le analisi macrofrattografiche condotte su tali componenti hanno determinato che il timone di direzione era posizionato a destra al momento della separazione della sua porzione superiore e le estremità del timone di profondità erano in posizione “*up*”.

Tenendo conto della traiettoria di discesa del velivolo e della distanza dal punto d’impatto alla quale sono stati rinvenuti i suddetti frammenti, è stato determinato che la separazione della parte superiore del timone di direzione è occorsa ad una quota certamente superiore ai 3800 piedi, mentre quella dei due frammenti del timone di profondità (estremità dell’equilibratore) è avvenuta ad una quota non inferiore ai 7000 piedi.

L'esito delle indagini di laboratorio ha inoltre consentito di escludere che i segni di usura riscontrati sui tre attuatori possano avere avuto un nesso di causalità con l'incidente, risultando piuttosto associabili a generiche anomalie di servizio.

Le analisi effettuate su campioni di fluido idraulico a base minerale NATO H-520 prelevati dal servocomando di profondità hanno peraltro consentito di escludere la presenza di fenomeni di contaminazione, nonché la presenza di usura e stress termici precedenti all'impatto.

Gli esami aggiuntivi eseguiti a carico degli attuatori idraulici hanno determinato che tutti e tre sono stati rinvenuti sul luogo dell'incidente in posizione neutra dopo l'impatto. Poiché tale posizione non è coerente con le analisi dei frammenti separatisi in volo, si deve supporre che ciò sia dovuto ai carichi aerodinamici cui è andato soggetto l'aeromobile immediatamente prima dell'impatto.

In ogni caso, la ricostruzione dell'intera catena dei comandi di volo effettuata a partire dai frammenti rinvenuti ha consentito di stabilirne l'integrità, in termini meramente meccanici, al momento dell'impatto.

L'analisi delle procedure di emergenza relative ai comandi di volo ha suggerito di condurre dei test specifici al simulatore di volo e di valutare il comportamento di equipaggi qualificati. Al riguardo, le prove al simulatore effettuate in Algeria hanno dimostrato che nessun tipo di singola avaria, fra quelle simulabili, sia in grado di produrre una condizione di perdita di controllo del velivolo, con l'eccezione di un'avarìa al trim del timone di profondità, qualora ad essa non segua una pertinente reazione del pilota in tempi adeguati. Tuttavia, durante i test, tale circostanza comportava l'accensione dell'avviso "COMPTR FAIL", rappresentando con ciò una condizione non compatibile con gli elementi riscontrati nell'investigazione dell'evento.

Per contro, la simulazione di una simultanea doppia avaria ai comandi di volo riproduceva condizioni simili a quelle dell'evento investigato, tanto in termini di accensione dell'avviso "AP FAIL", quanto di improvvisa ed irreversibile perdita di controllo dell'aeromobile. In particolare, è emerso che nel caso di contemporanea avaria ai servomotori dei comandi di volo del timone di profondità e del timone di direzione con autopilota inserito e successivamente disinserito gli effetti derivanti sul velivolo sono i seguenti: accensione dell'avviso "AP FAIL", assetto a picchiare di circa 40° con una inclinazione a destra intorno ai 60°, perdita delle informazioni di assetto sullo strumento "orizzonte artificiale" (denominato dai piloti *boule trois axes*). Tale avaria è stata ripetuta diverse volte ed è

sempre degenerata in una perdita totale di controllo dell'aeromobile. Le conseguenze sopra descritte parrebbero quindi essere simili a quelle rilevate dall'ascolto del CVR e dall'esame dei dati radar.

Alla luce di quanto deducibile dall'AFM, va evidenziato che anche una condizione di *flight control hardover* potrebbe rendere l'aeromobile incontrollabile, qualora l'anomalia del sistema non venga rapidamente individuata, il relativo impianto idraulico disattivato e la velocità del mezzo aereo non sia prontamente ridotta. In effetti, questa ipotesi potrebbe rappresentare uno scenario possibile per la spiegazione dell'evento, considerando che dall'ascolto delle registrazioni del CVR non si ha riscontro di azioni relative alla disattivazione del sistema idraulico e/o ad una riduzione dei motori.

2.3. FATTORE UMANO

L'equipaggio era costituito da tre membri: il comandante, il copilota ed il tecnico di volo, tutti correttamente certificati.

Il comandante, 43 anni di età, aveva una consolidata esperienza di volo e durante gli ultimi sei mesi aveva volato per 253h 55'.

Il copilota, 58 anni di età e prossimo al pensionamento, era in possesso di una vasta e considerevole esperienza di volo, con un *background* di aviazione generale. Nel corso dei 6 ultimi mesi aveva svolto un'attività di volo di 199h 45'.

Il tecnico di volo, 51 anni di età, aveva anch'egli una notevole esperienza di volo e durante gli ultimi sei mesi aveva volato per 30h 15'.

Al momento dell'incidente l'equipaggio aveva effettuato 2h 10' di volo. Dalla documentazione acquisita non è stato possibile determinare se l'attività svolta nei giorni immediatamente precedenti possa aver causato un accumulo significativo in termini di fatica operativa a carico di uno o più dei membri dell'equipaggio.

In termini generali, le informazioni acquisite hanno consentito di determinare che l'equipaggio era qualificato per l'effettuazione del volo in questione.

Tuttavia, nel corso dell'investigazione, non è stato possibile acquisire dati relativi all'eventuale addestramento richiesto o effettuato dall'equipaggio, né eventuali procedure implementate dall'operatore in merito alle tipologie di avarie riportate al paragrafo 1.6.3.

CAPITOLO III

CONCLUSIONI

3. GENERALITÀ

In questo capitolo sono riportati i fatti accertati nel corso dell'inchiesta e le cause dell'evento.

3.1. EVIDENZE

- I piloti ed il tecnico di volo erano qualificati per l'effettuazione del volo in oggetto.
- Nello svolgimento dell'inchiesta non sono emersi elementi che facciano supporre l'insorgenza di malori che possano aver contribuito all'accadimento dell'evento, come peraltro anche confermato dall'ascolto delle registrazioni del CVR.
- L'aeronavigabilità dell'aeromobile era stata rinnovata in data 1 gennaio 2006.
- Le condizioni meteorologiche presenti lungo la rotta presentavano alcune criticità, che l'equipaggio, però, ha saputo adeguatamente gestire. Tali condizioni non hanno comunque contribuito all'accadimento dell'incidente.
- Fino a poco più di un minuto prima dell'incidente, le comunicazioni tecniche in *cockpit* sono state assolutamente routinarie e non hanno rivelato l'esistenza di particolari criticità.
- Dall'ascolto delle comunicazioni terra-bordo-terra non sono emerse comunicazioni dell'equipaggio che denotino l'esistenza a bordo del velivolo di problematiche tecniche.
- Il FDR installato a bordo del velivolo non era più conforme alla normativa di cui all'Allegato 6 alla Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale.
- L'analisi della documentazione tecnica dell'aeromobile ha evidenziato delle lacune nella standardizzazione delle procedure di compilazione dell'ATL. In particolare, alcune correzioni apportate a specifici dati dall'ATL hanno fatto sorgere dei dubbi sul reale numero complessivo delle ore di volo del velivolo.
- La sequenza delle ultime fasi del volo ha inizio con l'esclamazione «Ahh!» da parte di uno dei membri dell'equipaggio, seguita, un secondo dopo, dalla segnalazione fatta dal copilota «Autopilot fail!». Trascorsi ulteriori 10 secondi, il copilota

dichiara: «Autopilot disengage», seguito immediatamente dal comandante, che, a sua volta, ripete o conferma «Disengage».

- I dati radar indicano che nel tempo intercorso fino alla disconnessione dell'autopilota l'aeromobile ha mantenuto FL240 e prua costante di circa 040°.
- Immediatamente dopo la disconnessione dell'autopilota, il comandante esclama «J'arrive pas à le faire revenir», aggiungendo subito dopo «J'arrive pas à le faire virer».
- Le evidenze acquisite porterebbero a ritenere che, durante la discesa incontrollata da FL240, con velocità in rapidissimo aumento, il velivolo abbia assunto una traiettoria a muso basso, tendente ad una spirale verso destra, che si è stretta progressivamente, sino a far raggiungere al velivolo un assetto rovescio al momento dell'impatto.
- Dall'esame delle immagini di una telecamera presente presso una stazione di servizio (oltre che dai rilievi effettuati nel luogo dell'incidente) si può ritenere che il velivolo abbia impattato il terreno con un angolo approssimativo di 45/50°. La stima della distanza coperta dall'aeromobile nel corso della ripresa, rapportata al tempo di percorrenza registrato, consente di stimare in circa 440 nodi la velocità del velivolo all'impatto.
- Nell'impatto, il velivolo ha creato un cratere di forma coerente con la sua sezione frontale, di dimensioni 52 x 17 m circa e di profondità variabile fino ad un massimo di 2 m, disintegrandosi completamente.
- La proiezione dei rottami era concentrata nella direzione di moto prevalente del velivolo, corrispondente ad una prua di circa 030°/040°. Tale dato è coerente con la direzione della traiettoria (verso Nord-Est) ripresa dalla videocamera presente presso il citato distributore di benzina.
- Quasi tutti i rottami principali erano concentrati intorno all'area del cratere di impatto, in un raggio di circa 800 m. Facevano eccezione la parte superiore del timone di direzione e le due parti terminali dell'equilibratore, che sono stati rispettivamente rinvenuti ad una distanza di 1181,25 m e di 2160,92 m prima del cratere.
- Le analisi macrofrattografiche hanno determinato che il timone di direzione era posizionato a destra al momento della separazione della sua porzione superiore e le estremità del timone di profondità erano in posizione “up”.

- L'esito delle indagini di laboratorio ha consentito di escludere che i segni di usura riscontrati sui tre attuatori idraulici possano avere avuto un nesso di causalità con l'incidente, risultando piuttosto associabili a generiche anomalie di servizio.
- Le analisi effettuate su campioni di fluido idraulico a base minerale NATO H-520 prelevati dal servocomando di profondità hanno consentito di escludere la presenza di fenomeni di contaminazione, nonché la presenza di usura e stress termici precedenti all'impatto.
- Gli esami aggiuntivi eseguiti a carico degli attuatori idraulici hanno determinato che tutti e tre sono stati rinvenuti sul luogo dell'incidente in posizione neutra dopo l'impatto. Poiché tale posizione non è coerente con le analisi dei frammenti separatisi in volo, si deve supporre che ciò sia dovuto ai carichi aerodinamici cui è andato soggetto l'aeromobile immediatamente prima dell'impatto.
- La ricostruzione dell'intera catena dei comandi di volo effettuata a partire dai frammenti rinvenuti ha consentito di stabilirne l'integrità, in termini meramente meccanici, al momento dell'impatto.
- Le prove effettuate al simulatore di volo hanno consentito di stabilire che, con l'eccezione dell'avaria al trim del timone di profondità (cui comunque corrisponde l'accensione dell'avviso di avaria ““COMPTR FAIL”, non evidenziata in occasione di questo incidente), nessuna singola avaria fra quelle consentite dai test è in grado di provocare una condizione di perdita di controllo dell'aeromobile, anche in assenza di una rapida risposta da parte dell'equipaggio.
- Gli stessi test hanno evidenziato che una simultanea doppia avaria ai comandi di volo riproduce sia l'accensione dell'avviso “AP FAIL”, sia la condizione di improvvisa ed irreversibile perdita di controllo dell'aeromobile. Tuttavia, l'aeromobile può andare incontro alla medesima condizione anche in caso di *hardover* di un comando di volo (circostanza non riproducibile al simulatore), qualora il sistema in avaria non venga immediatamente individuato, il relativo impianto idraulico disattivato e la velocità all'aria prontamente ridotta.

3.2. CAUSE

L'elevatissimo stato di frammentazione del relitto e la sostanziale assenza/inutilizzabilità dei dati FDR hanno reso molto difficile l'inchiesta di sicurezza, che non ha quindi potuto acquisire su alcuni aspetti certezze incontrovertibili.

Le indicazioni scaturite dall'esame delle evidenze acquisite e dalle molteplici analisi tecniche effettuate portano a ritenere che l'incidente si sia verificato a causa della perdita improvvisa di controllo dell'aeromobile, indotta, ragionevolmente, da una problematica tecnica al sistema dei comandi di volo, che i piloti non sono stati in grado di contrastare/gestire e che l'inchiesta di sicurezza non ha potuto individuare con assoluta certezza.

CAPITOLO IV

RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA

4. RACCOMANDAZIONI

Alla luce delle evidenze raccolte e delle analisi effettuate, l'ANSV, il 3 gennaio 2007, indirizzava al Ministero dei trasporti algerino la raccomandazione di sicurezza ANSV-26/618-06/1/A/06 (in allegato “A” alla presente relazione), con la quale rappresentava la necessità che i FDR installati sugli aeromobili delle compagnie aeree algerine fossero conformi a quanto prescritto dall’Allegato 6 alla Convenzione relativa all’aviazione civile internazionale.

ELENCO ALLEGATI

ALLEGATO “A”: raccomandazione di sicurezza ANSV-26/618-06/1/A/06.

ALLEGATO “B”: CSV AM, Relazione n° 06/220.

ALLEGATO “C”: CSV AM, Relazione n° 06/620 (seguito).

ALLEGATO “D”: CSV AM, Relazione n° 06/620 (seguito - 2).

Nei documenti riprodotti in allegato è salvaguardato l’anonimato delle persone coinvolte nell’evento, in ossequio alle disposizioni dell’ordinamento vigente in materia di inchieste di sicurezza.



Ref. 0003 /INV/618/6/06

Rome,

03 GEN 2007

SAFETY RECOMMENDATION

Subject: Lockheed L100-30, registration marks 7T-VHG. Accident occurred on August 13th, 2006, at Piacenza (Italy).

To: **Ministère des Transports**
Monsieur l'Inspecteur Général
du Ministère des Transports
= République Algérienne Démocratique et Populaire=

Fax : 00213 21 92 9868
= ALGERIE =

Cc. **ENAC – Ente nazionale per l'aviazione civile**
Presidente - Prof. Vito Riggio
Viale del Castro Pretorio, 118 – 00185 Roma

= ITALY =

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

= GERMANY =

ICAO
999 University Street, suite 6.30
Montreal, Quebec – H3C 5H7
Att.n AIG
Fax: 001 514 954 8166

= CANADA =

Synopsis

On August 13th 2006, at 2015 LT (18.15 UTC), the Lockheed L-100-30, 7T-VHG, was destroyed when it collided with terrain following a high-rate descent from 24.000 feet nearby Piacenza, Italy. Crew was fatally injured.

Preliminary analyses showed that during normal cruise conditions on top of clouds with A/P engaged, the A/P FAIL light came on and after twelve seconds the A/P disengaged. Few seconds

later the aircraft went irreversibly out of directional and longitudinal control and the impact occurred 73 seconds after A/P FAIL light coming on.

Findings

The ongoing technical investigation has shown that the aircraft was equipped with the yellow-coloured FDR mod.109D, s/n 931 (photo below).



Photo: FDR as found on the crash site.

engraving metal foil FDRs shall be discontinued by 1st January 1995.").

No national amendment to this document has ever been published or required by the Algerian Authorities, nor differences to the ICAO Annex 6 have been notified.

Recommendations

Based on these findings, ANSV recommends Algerian Ministry of Transport - DGAC to:

- **require the current FDRs installed on the other aircraft operated by any national airline to be conform to the ICAO Annex 6 Chapter 6, Section 6.3.1.
(ANSV-26/618-06/1/A/06)**

Prof. Bruno Franchi
ANSV President

Relazione n° 06/220

Oggetto: HERCULES C-130 AIR ALGERY.

1. Premessa

In seguito all'incidente del 13 Agosto 2006, l'Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo ha consegnato al Reparto Scrivente i seguenti componenti del velivolo in oggetto:

- n°1 frammento del timone di coda;
- n°1 turbina motore;
- n°2 strumenti di bordo;
- n°2 buste contenenti la campionatura del terreno ove è avvenuto l'inconveniente; al fine di effettuare le analisi richieste atte a stabilire le cause dell'incidente.

2. Timone di coda

2.1 Esame visivo

Il frammento pervenuto corrisponde all'estremità superiore del timone (tratteggio rosso nelle Figure 1 e 2) e si presenta completamente danneggiato con numerose ed evidenti deformazioni plastiche (Figura 3).



Figura 1 – C130

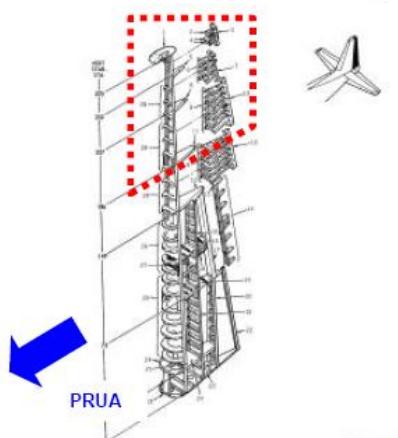


Figura 2 – timone di coda



Figura 3 – parte del timone pervenuta

I danneggiamenti riscontrati sui pannelli sono concentrati prevalentemente nella parte inferiore del frammento (frecce rosse in Figura 4).

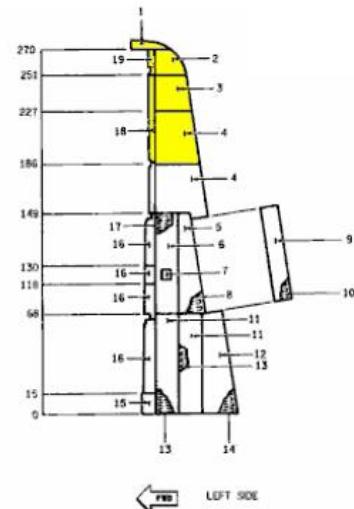


Figura 4 – timone vista lato sx

Nella zona inferiore del timone i fori dei pannelli sono tutti danneggiati; in particolare, quelli orizzontali sono deformati per effetto di una forza che agisce dal basso verso l'alto (frecchia rossa in Figura 5), mentre quelli laterali sono strappati per effetto di una forza che agisce da destra verso sinistra (frecchia rossa in Figura 7) se consideriamo il timone orientato come in Figura 8.



Figura 5 – fori orizzontali pannelli inferiori

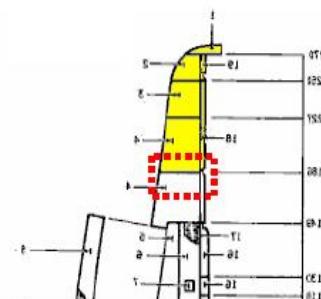


Figura 6



Figura 7 – fori verticali pannelli laterali

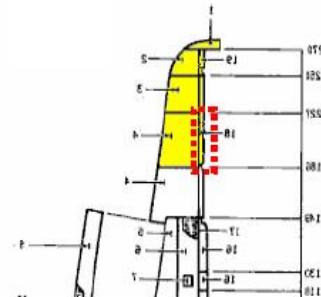


Figura 8

La zona inferiore del timone, inoltre, si presenta deformata a compressione con una accorciamento globale pari a circa 30 cm (freccia rossa in Figura 9).

La compressione subita dal frammento di timone ha provocato un addensamento delle centine inferiori verso l'estremità superiore (tratteggi gialli in Figura 10), ma non ha modificato la posizione originale delle centine superiori che sono rimaste praticamente intatte (tratteggi blu in Figura 10).

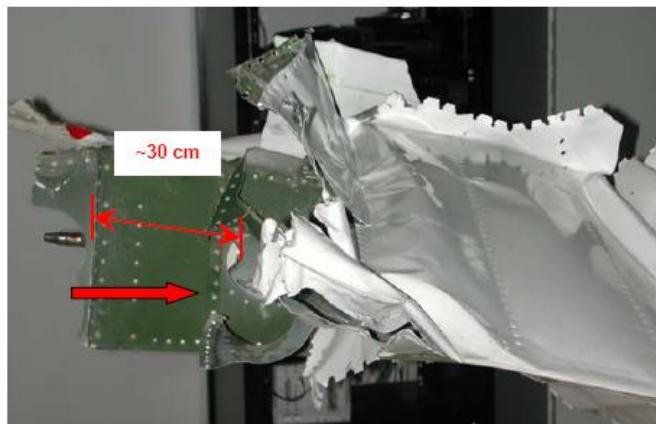


Figura 9 – accorciamento timone zona inferiore

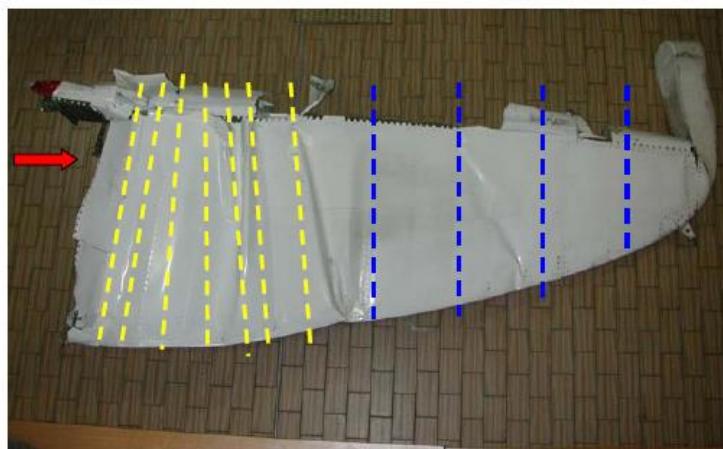


Figura 10 – addensamento centine inferiori

La parte superiore del timone, sede di alloggiamento della massa equilibratrice, si presenta deformata per effetto di una forza agente dall'alto verso il basso (frecce rosse e tratteggio blu in Figura 11) e con i fori dei pannelli non danneggiati (frecce gialle in Figura 11); sulla parte superiore del timone, inoltre, si rileva la presenza di una ammaccatura sul lato sinistro (tratteggio rosso nelle Figure 11 e 12) e di numerosi graffi orientati in direzione parallela alle frecce gialle in Figura 12.

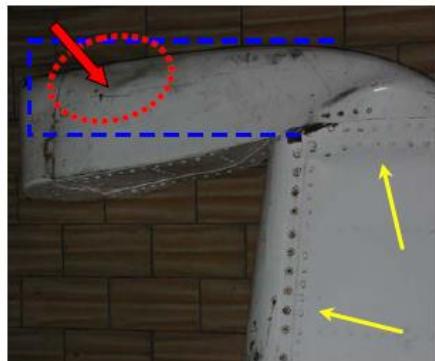


Figura 11 – parte superiore del timone



Figura 12 – parte superiore del timone

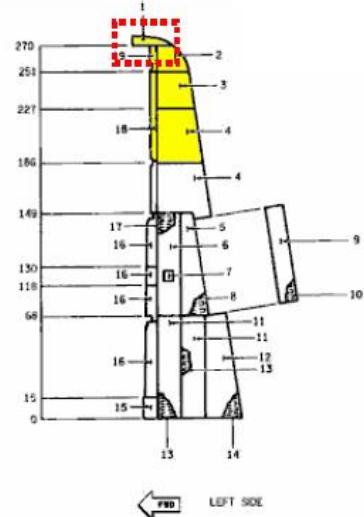


Figura 13

In corrispondenza dei due perni di fissaggio del timone alla deriva, sono presenti marcate deformazioni plastiche situate nella zona posteriore destra, guardando il particolare da poppa (tratteggio rosso in Figura 14).

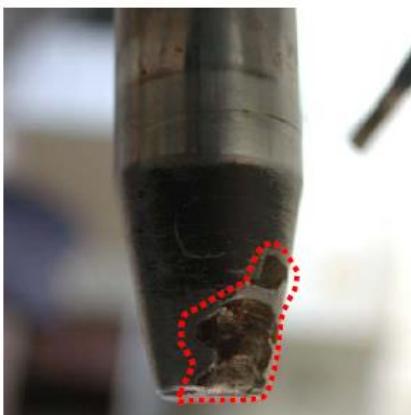


Figura 14 – impronte perni di fissaggio

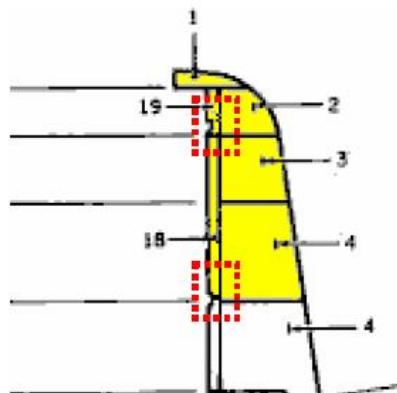


Figura 15

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali

Osservando il timone dalla poppa si riscontra una deformazione flettente del timone orientata da destra verso sinistra (se consideriamo il timone allineato con lo stabilizzatore verticale - freccia rossa in Figura 16). Nel riquadro giallo, inoltre, si osserva una deformazione plastica a forma di Z da sinistra verso destra in corrispondenza del bordo d'uscita del timone, discorde alla flessione osservata sul timone.

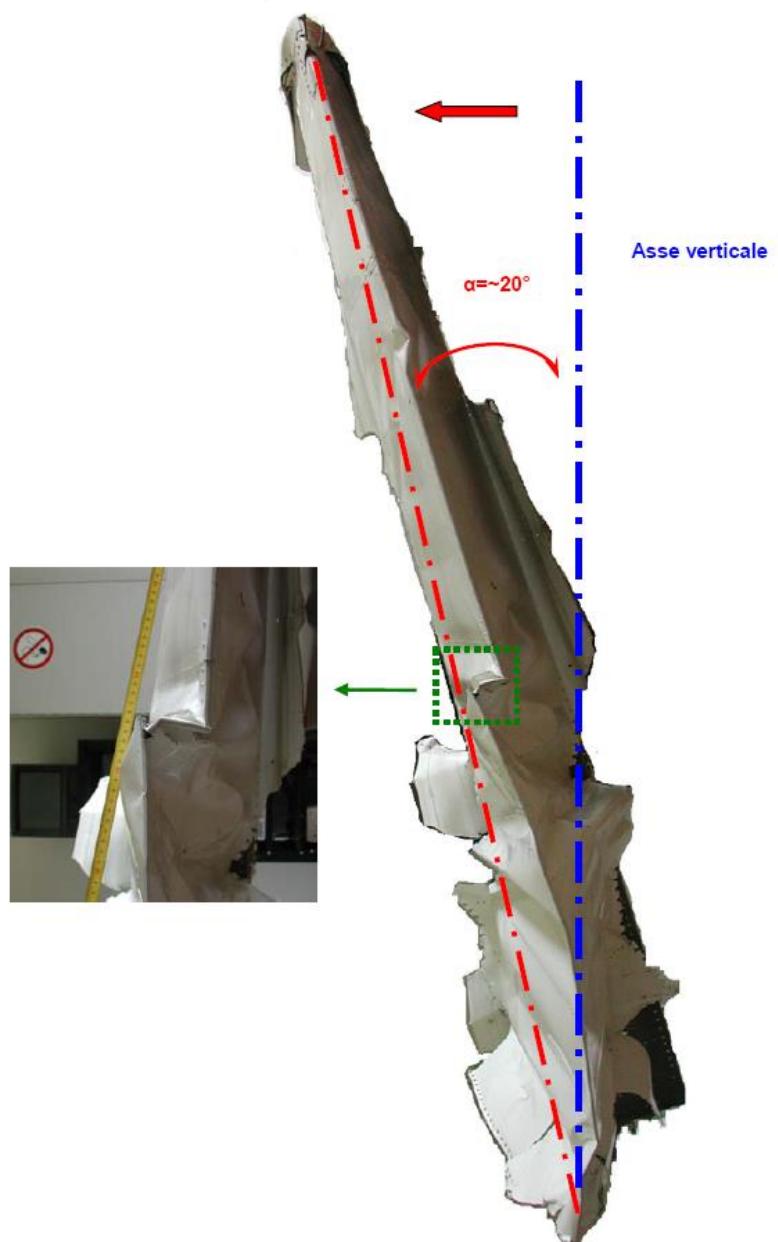


Figura 16 – timone vista poppa

Il longherone del timone, infine, si presenta rotto in due punti (tratteggi A e B in Figura 17) situati nella zona inferiore in corrispondenza delle due flangie verticali (tratteggio rosso in Figura 18). La rottura B, in particolare, risulta deformata plasticamente nel verso concorde alla flessione da destra verso sinistra osservata sul timone (tratteggio blu e freccia rossa in Figura 19).



Figura 17 – rotture longherone timone

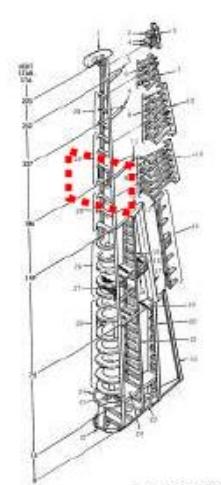


Figura 18

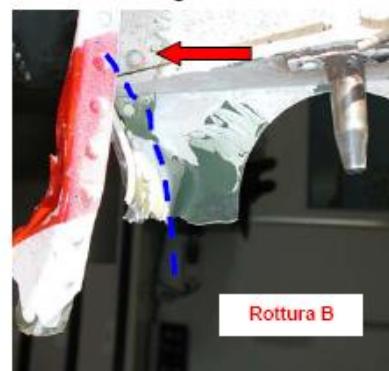


Figura 19

Rottura A

All'osservazione macroscopica, la superficie di rottura A (Figura 20) non presenta evidenti deformazioni plastiche, pur essendo costituita da numerosi piani inclinati a 45° (Figura 21 e tratteggio in Figura 20).



Figura 20

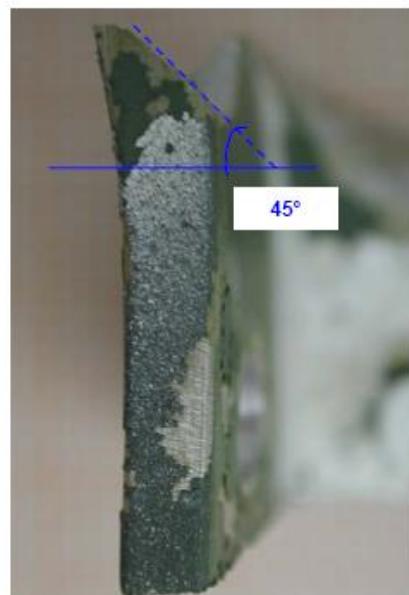


Figura 21

Rottura B

La superficie B (Figura 22) si presenta deformata plasticamente (Figure 23 e 24) e con una crinatura che si sviluppa su un piano perpendicolare a quello della rottura (freccia gialla in Figura 22).



Figura 22



Figura 23



Figura 24

2.2 Esame microscopico

Rottura A

L'analisi mediante microscopio a scansione ad emissione di campo (FESEM) avvenuta suddividendo la sezione in 11 siti (Figura 25), ciascuno dei quali è stato esaminato negli spigoli (siti 1, 6, 10 e 11), nel cuore e sul bordo.

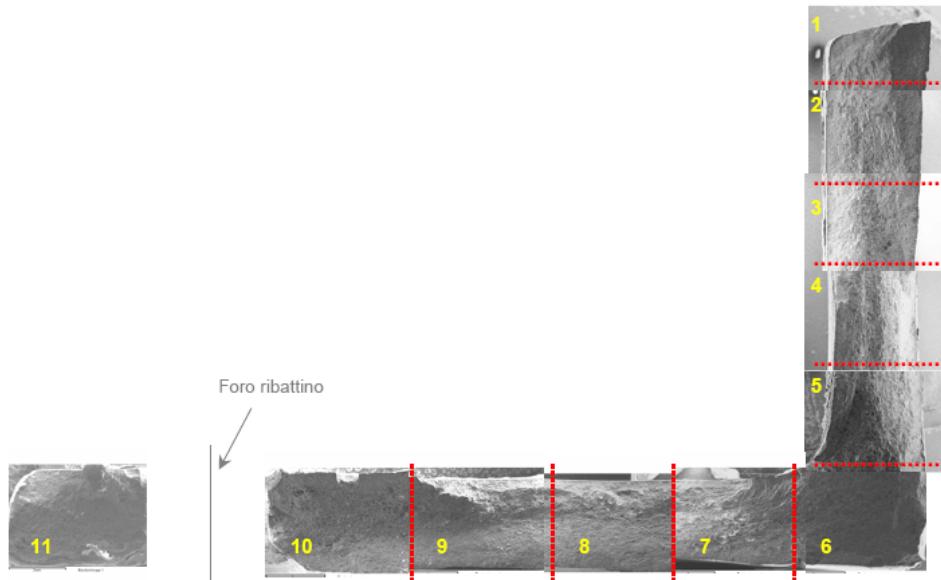


Figura 25 – superficie della rottura A

Dalle osservazioni effettuate emerge che la superficie A si presenta piuttosto corrosa con una corrosione superficiale che in qualche zona isolata ha coperto la morfologia della rottura; su tutto il resto della superficie non si rileva la presenza di rotture progressive, ma solo di dimples associabili ad un meccanismo di sovraccarico.

Quanto osservato negli 11 siti è rappresentato schematicamente in Figura 26.

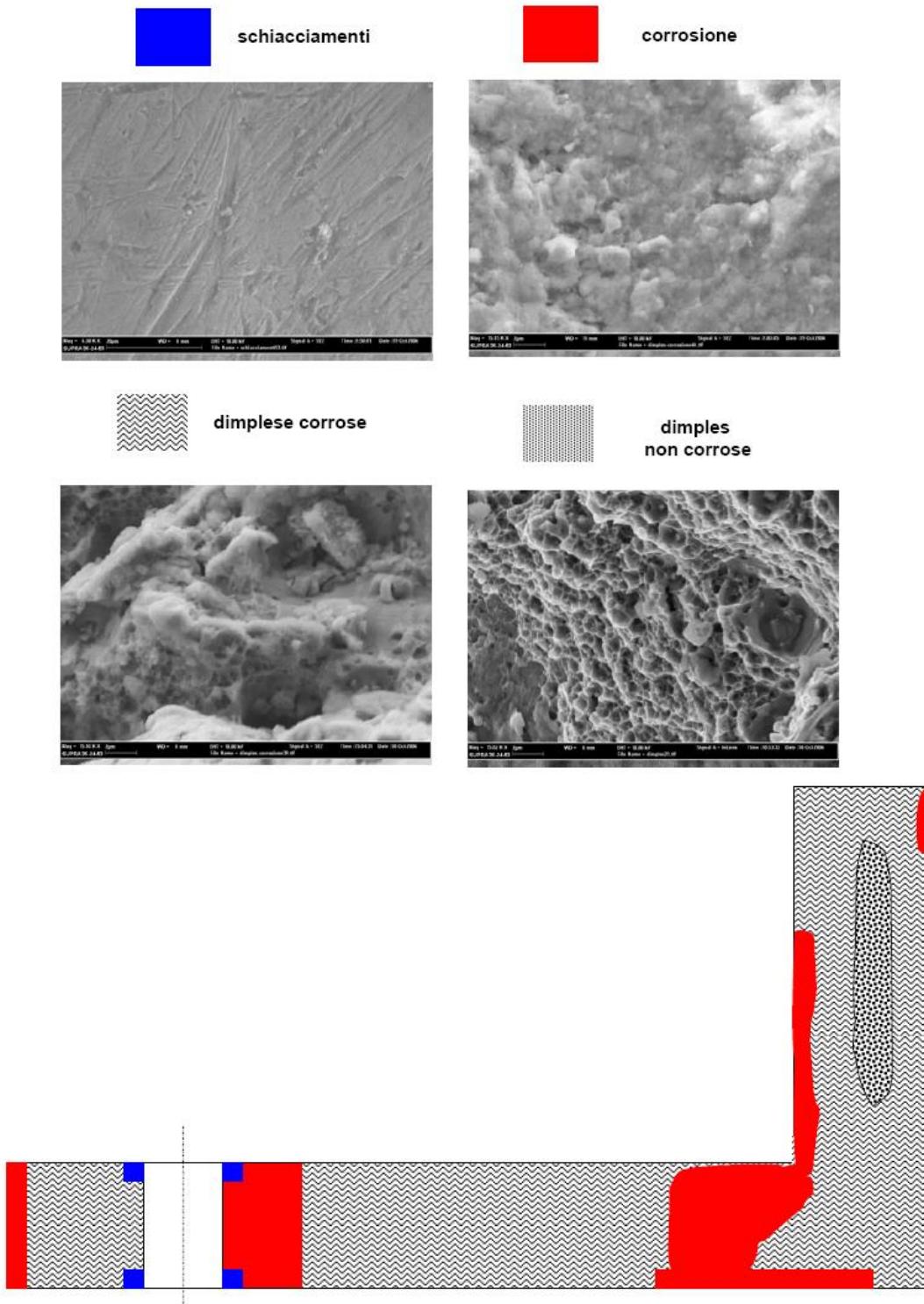


Figura 25 – superficie della rottura A

Rottura B

All'osservazione al FESEM la superficie di rottura B si presenta corrosa (Figura 26) e con numerose dimples associabili ad un meccanismo di sovraccarico (Figura 27).

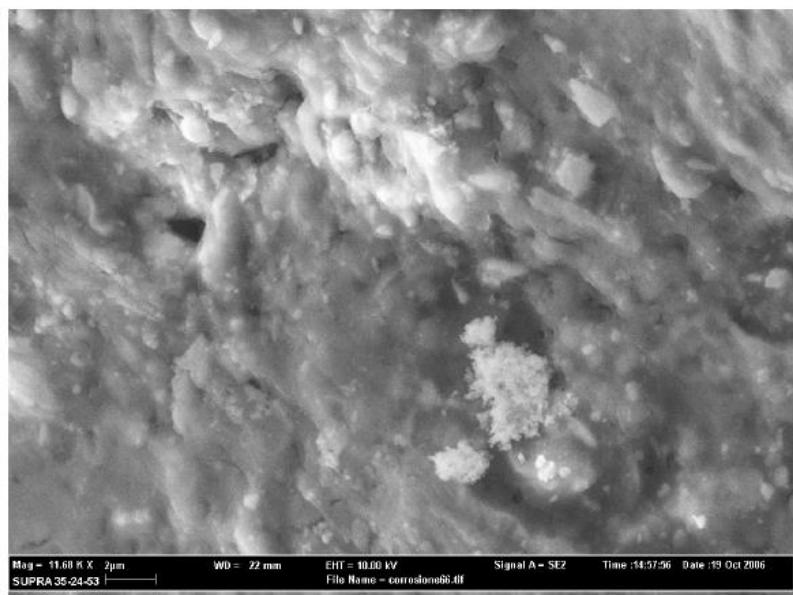


Figura 26

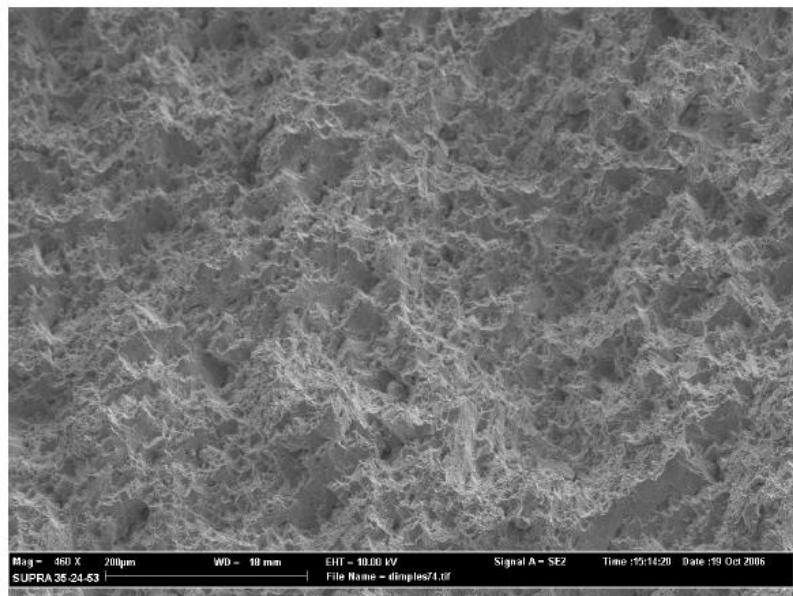


Figura 27

3. Turbina motore

3.1 Esame visivo

Della turbina sono pervenuti n°7 dischi rotorici (Figure 28 e 29), uno singolo (Figura 28) e sei agglomerati in un unico blocco (Figura 29).

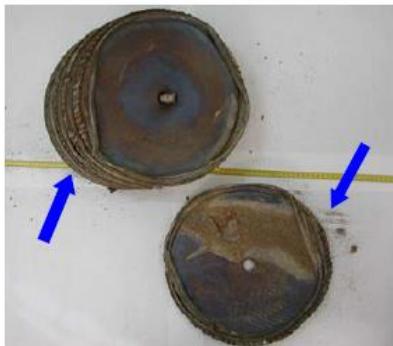


Figura 28 – dischi rotorici turbina



Figura 29 – dischi in un unico blocco

I dischi rotorici della turbina sono completamente deformati (frecce blu nelle Figure 28 e 30), privi della quasi totalità delle palette e con la maggior parte delle radici ancora inserite nelle loro sedi (freccia gialla in Figura 30). L'asse di rotazione della turbina inoltre, appare inclinato rispetto alla sua posizione originale di circa 20°.

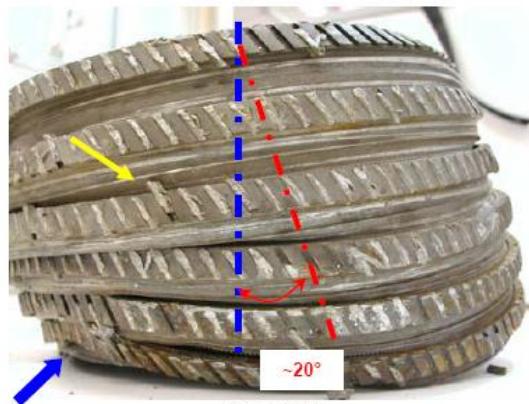


Figura 30

Una delle due superfici frontali ha ampie zone bluastre (tratteggio blu in Figura 31), a differenza dell'altra che invece non presenta alterazioni cromatiche (Figura 32).

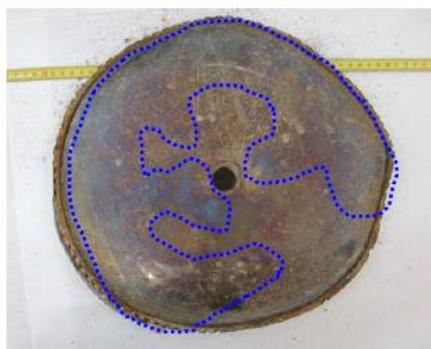


Figura 31 - zone bluastre turbina



Figura 32

3.2 Esame metallografico

L'esame metallografico è stato effettuato su un campione prelevato dalla sezione radiale del disco rotorico della turbina (tratteggio blu in Figura 33), allo scopo di individuare eventuali differenze nella struttura metallografica a seguito delle zone bluastre rinvenute sulla superficie esterna del disco (Figura 31). Le osservazioni sono state effettuate lungo il raggio del disco rotorico (Figura 34) suddividendo il provino in cinque siti ed osservando la struttura metallografica sia al cuore sia al bordo.

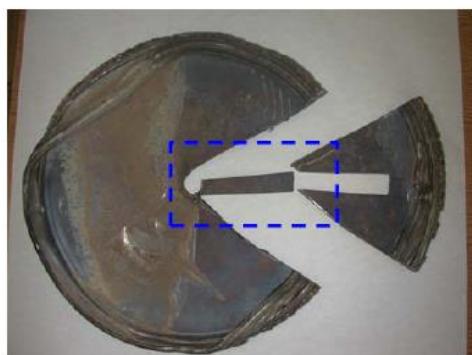


Figura 33 – campione provino metallografico

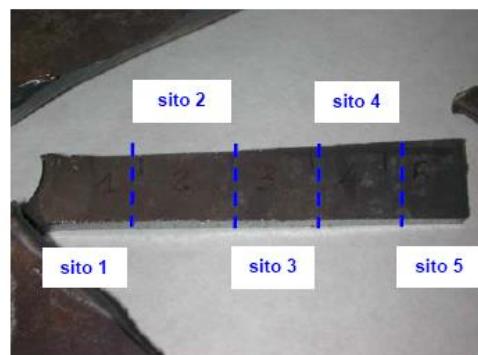


Figura 34 – suddivisione dei siti esaminati

Dalle osservazioni effettuate risulta che il bordo del disco ha dei grani mediamente più piccoli di quelli del cuore, Figure 35 e 36.

I risultati di tali osservazioni sono riassunti nel grafico in Figura 37.



Figura 35 – sito 2, bordo [200x]



Figura 36 – sito 2, cuore [200x]

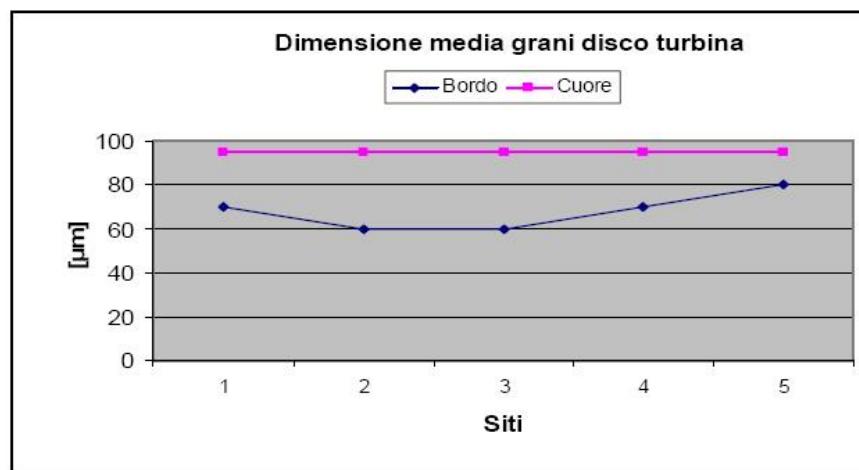


Figura 37

3.3 Prova di durezza

La prova di durezza è stata effettuata con metodo microVickers su tutti e cinque i siti rappresentati in Figura 34. I risultati della prova sono riassunti nel grafico in Figura 38

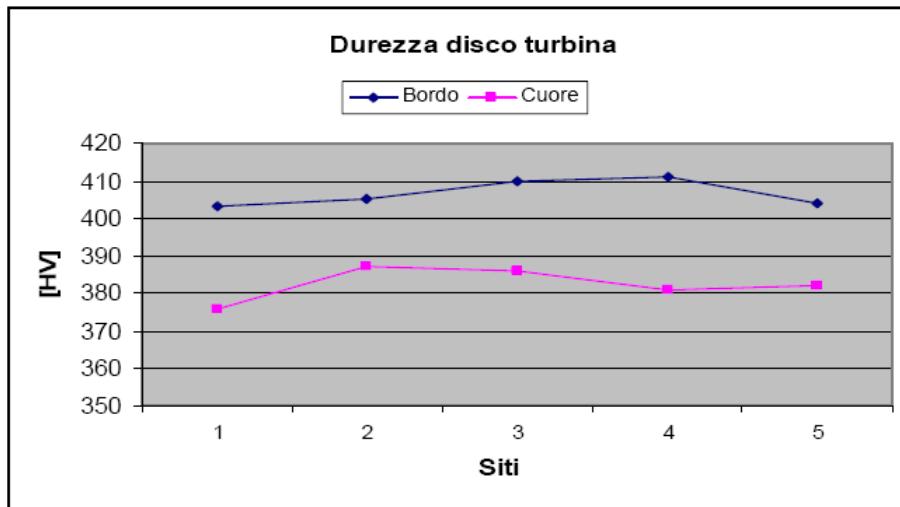


Figura 38

La durezza del bordo è mediamente superiore a quella del cuore, coerentemente alle alterazioni cromatiche e metallografiche riscontrate sulla superficie.

4. Strumenti di bordo

I due strumenti di bordo (Figure 39 e 40) sono stati esaminati mediante controllo con lampada a luce di Wood, allo scopo di verificare la posizione delle lancette degli indicatori al momento dell'impatto.



Figura 39 – strumento n°1



Figura 40 – strumento n°2

L'esame non ha evidenziando sui quadranti alcuna traccia significativa di fluorescenza e non ha permesso, quindi, di determinare quale fosse la posizione delle lancette degli strumenti al momento dell'impatto.

5. Analisi dei campioni di terreno

L'esame, effettuato allo scopo di individuare l'eventuale presenza di prodotti avio, non ha rilevato tracce di prodotti di impiego aeronautico nei campioni di terreno esaminati.

6. Considerazioni

Dalle osservazioni morfologiche effettuate sul frammento di timone pervenuto si possono distinguere due eventi distinti avvenuti in tempi differenti. Il primo è caratterizzato dallo strappo dell'estremità superiore dal resto del timone, l'altro, successivo, associato all'impatto dello stesso frammento al suolo.

Il distacco dell'estremità superiore dal resto del timone è avvenuto per effetto di un sovraccarico che può essere imputabile a carichi aerodinamici e inerziali causati da un'anomala condizione di volo.

Tali sollecitazioni hanno provocato un'eccessiva flessione del timone in direzione antero-posteriore se consideriamo il timone inclinato rispetto allo stabilizzatore verticale e girato verso destra guardando il velivolo dalla poppa. Le rotture di sovraccarico del longherone, l'orientamento della deformazione plastica sulla rottura B, le deformazioni dal basso verso l'alto dei fori orizzontali dei pannelli inferiori e la collocazione delle impronte plastiche rilevate sui perni di fissaggio confermano tale ipotesi.

L'impatto al suolo, invece, è avvenuto a frammento già deformato a flessione ed ha provocato i danni riscontrati sull'estremità superiore del timone (sede di alloggiamento della massa di bilanciamento e zona anteriore rispetto al vettore d'impatto), il buckling di compressione dei pannelli e delle centine situate nella zona inferiore (zona posteriore rispetto al vettore d'impatto) e la deformazione a Z sul bordo d'uscita del timone.

L'impatto al suolo è avvenuto con la massa di bilanciamento in avanti, ma ha provocato un buckling circoscritto alla sola zona che, rispetto a tale impatto, è posteriore: ciò poiché in corrispondenza della parte del timone che ha impattato al suolo, è presente un corrente a C di rinforzo (tratteggio blu in Figura 41) che rende localmente il timone molto più rigido della restante parte.

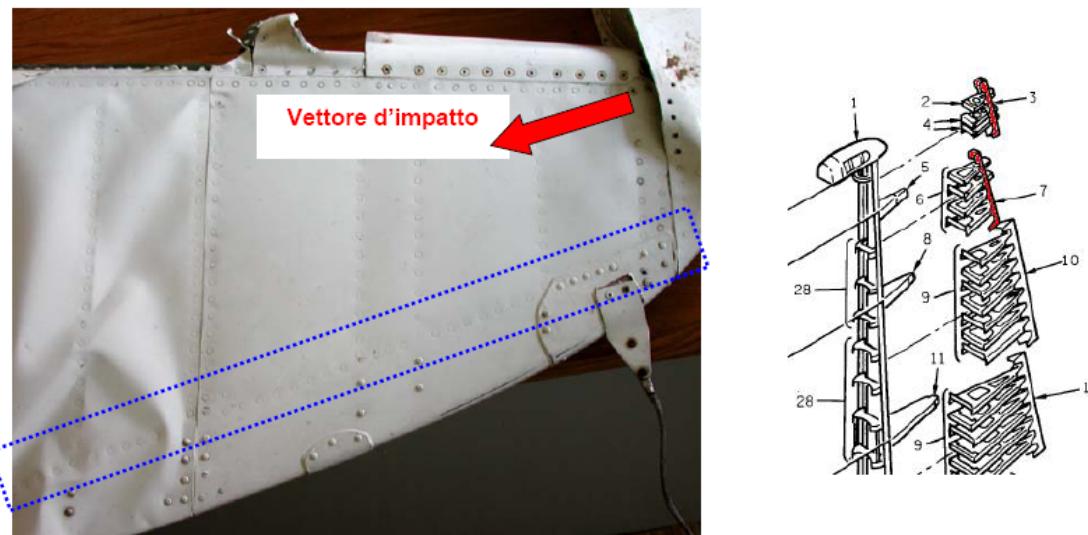


Figura 41 – posizione del corrente a C di rinforzo

Infine, l'indisponibilità di dati relativi al tipo di lega utilizzato per la turbina non ha consentito di poter effettuare valutazioni sulle temperature raggiunte dal particolare basate sulle variazioni cromatiche, metallografiche e di durezza rilevate. L'alterazione delle caratteristiche cromatiche, metallografiche e di durezza localizzate solo sul bordo del disco, tuttavia, ci permette di ipotizzare che il particolare sia stato soggetto ad un elevato, ma rapido, surriscaldamento.

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali

7. Conclusioni

La rottura dell'estremità superiore del timone del velivolo Hercules C-130 della Air Algery è avvenuta in fase di volo per effetto di una sollecitazione a flessione antero-posteriore, avvenuta a timone inclinato rispetto allo stabilizzatore verticale ed orientato verso destra guardando il velivolo dalla poppa.

Tale sollecitazione ha causato la rottura per sovraccarico del longherone ed il distacco dell'estremità superiore del timone dal resto del velivolo. La sollecitazione osservata non è compatibile con i carichi aerodinamici e inerziali a cui il velivolo è normalmente soggetto e quindi lascia supporre che la rottura possa essere avvenuta con il velivolo già in condizioni di volo non ordinarie.

Non è stata rilevata sul particolare alcuna evidenza associabile ad una rottura di tipo progressivo.

Gli esami effettuati sulla turbina del motore hanno rilevato un'alterazione a livello cromatico, metallografico e di durezza della superficie esterna del disco rotorico rispetto al cuore. Ciò è compatibile con uno stress termico elevato, ma non prolungato nel tempo, subito dal particolare.

Gli esami effettuati sui due strumenti di bordo non hanno consentito di poter risalire alla velocità misurata al momento dell'impatto.

Gli esami effettuati sui campioni di terreno non hanno evidenziato la presenza di prodotti di impiego aeronautico.

Il Relatore

Visto:

Il Program Manager

Il Capo Reparto

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali

Relazione n° 06/220 (seguito)

Oggetto: Aeromobile cargo L100-30 Air Algerie, marche 7T-VHG
Incidente del 13 Agosto 2006.

1. Premessa

Il _____ in seguito all'incidente del 13 Agosto 2006, ha consegnato al Reparto Scrivente i componenti del velivolo in oggetto elencati in Tabella 1 al fine di effettuare le analisi richieste atte a stabilire le cause delle rotture.

Tabella 1 – Particolari pervenuti

Particolare	Denominazione
1	Estremità destra equilibratore (Elevator)
2	Estremità sinistra equilibratore (Elevator)
3	Servocomando alettoni (Ailerons)
4	Servocomando di direzione (Rudder)
5	Servocomando di profondità (Elevators)

2 Estremità destra e sinistra equilibratori (Elevators)

Le estremità dei due equilibratori del velivolo in oggetto (parentesi rosse in Figura 1 e dettaglio in Figura 2), sono pervenute nelle condizioni illustrate in Figura 3.



Figura 1 – C130



Figura 2 – Estremità elevator sx

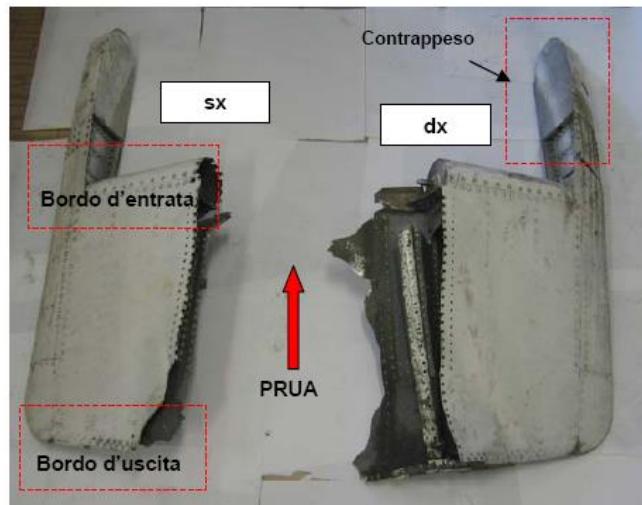


Figura 3 – Estremità equilibratori come pervenuti

3 Estremità destra elevator

3.1 Esami visivi

Sul particolare si osserva:

- la presenza del perno di fissaggio, esente da deformazioni plastiche, alla restante parte dell'equilibratore in corrispondenza del bordo d'entrata (Figura 4);
- la rottura della fila più interna dei fori di fissaggio sulla superficie superiore del primo pannello di rivestimento (frecce in Figura 5). In particolare, i fori si presentano deformati e strappati per effetto di una forza che agisce in senso antero-posteriore da sinistra verso destra, freccia in Figura 6, se consideriamo l'equilibratore come orientato in Figura 3. Si osserva, inoltre, una piegatura verso l'alto della porzione più interna di superficie in prossimità del bordo d'uscita (freccia verde in Figura 7);



Figura 4 – Perno di fissaggio

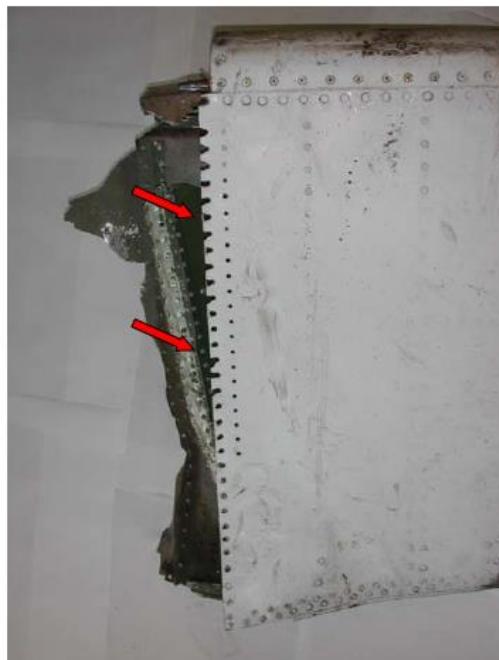


Figura 5 – Estremità equilibratore dx parte superiore

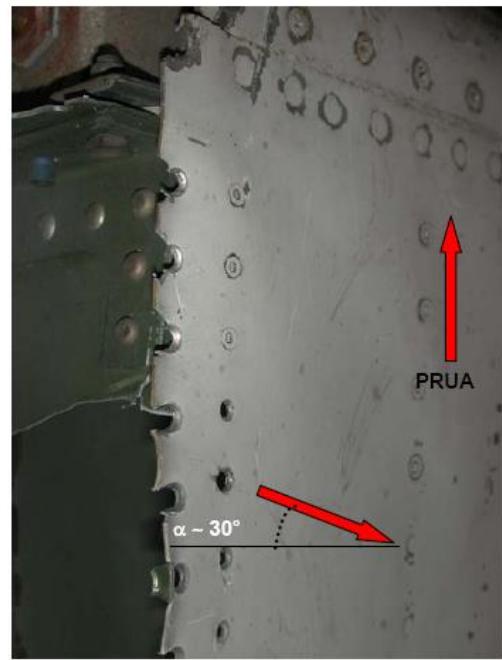


Figura 6 – Particolare fori di fissaggio

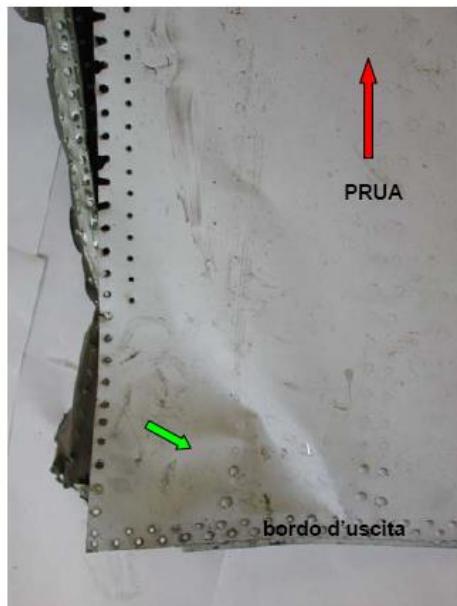


Figura 7 – Piegatura bordo d'uscita

- la rottura per strappo della superficie inferiore in corrispondenza del secondo pannello di rivestimento (Figura 8). Lo strappo della superficie è avvenuto in modo irregolare;
- la deformazione plastica per compressione della superficie inferiore in prossimità della zona di fissaggio alla superficie del secondo pannello (freccia gialla in Figura 9) lungo la direttrice indicata dal tratteggio rosso in Figura 9 con conseguenti strappi alle estremità (frecce blu in Figura 9);

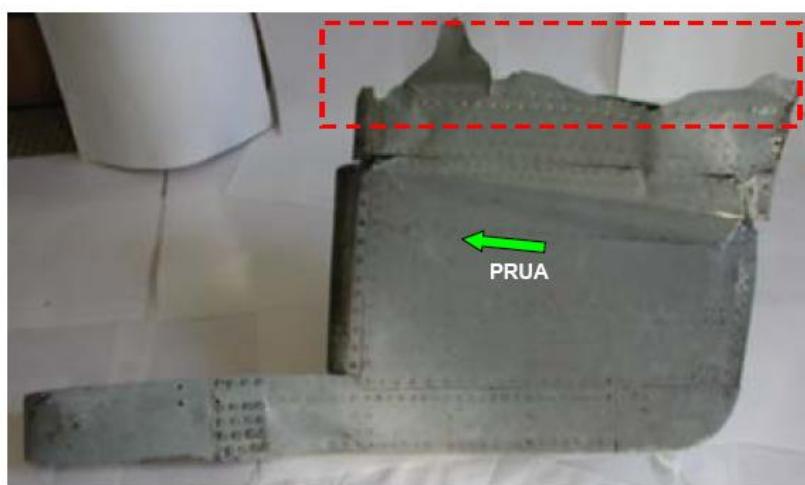


Figura 8 – Estremità equilibratore dx superficie inferiore

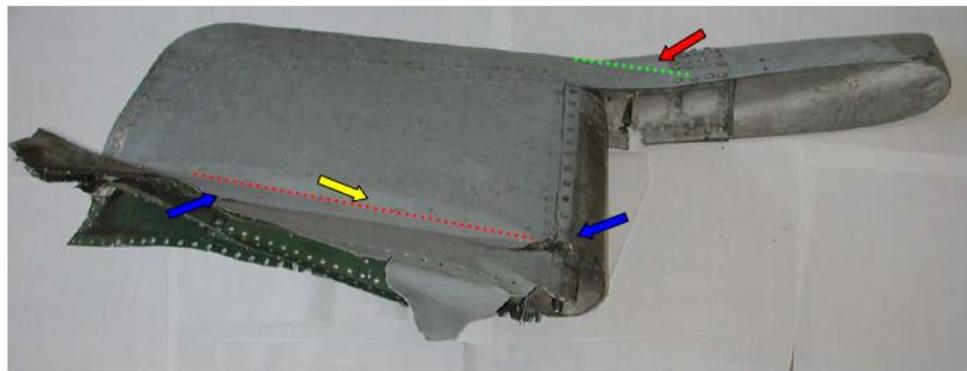


Figura 9 – Danneggiamenti pannello inferiore

- la rottura per strappo del longherone di collegamento tra le due superfici del primo pannello (Figura 10) e delle relative flangie verticali (frecce in Figura 11 e Figura 12). In particolare, il longherone risulta strappato per effetto di una forza concorde con quella che ha causato lo strappo dei fori di fissaggio della superficie superiore;



Figura 10 – Strappo longherone



Figura 11 – Rottura flangia bordo d'entrata



Figura 12 – Rottura flangia bordo d'uscita

- la rottura trasversale sulla superficie superiore dell'estremità del pannello a ridosso del contrappeso (Figura 13) per azione di una forza che agisce dall'alto verso il basso se consideriamo l'estremità dell'equilibratore come orientato in Figura 3. Tale rottura interessa la superficie superiore per tutta la sua lunghezza e prosegue sul longherone di collegamento delle due superfici (Figura 14 e Figura 15). In particolare, sul longherone, parte della superficie di rottura lato bordo d'entrata risulta sovrapposta alla superficie lato contrappeso (freccia in Figura 14). A tale rottura corrisponde, sulla superficie inferiore, una zona deformata plasticamente per compressione (freccia rossa in Figura 9 e particolare in Figura 16) concorde alla compressione precedentemente descritta sulla superficie inferiore;

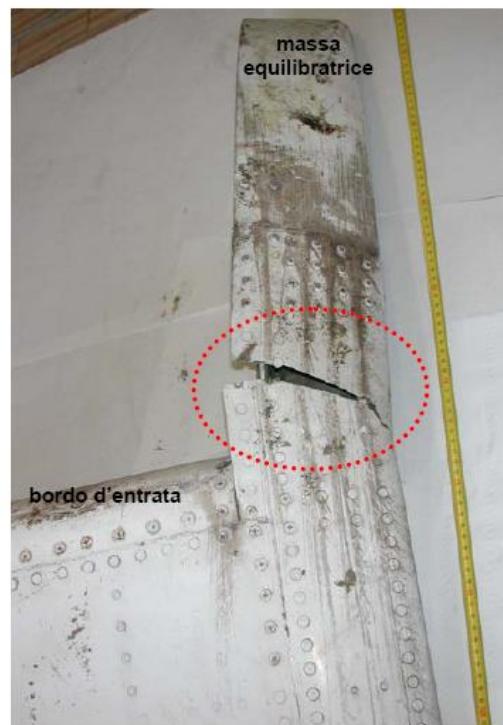


Figura 13 – Rottura trasversale

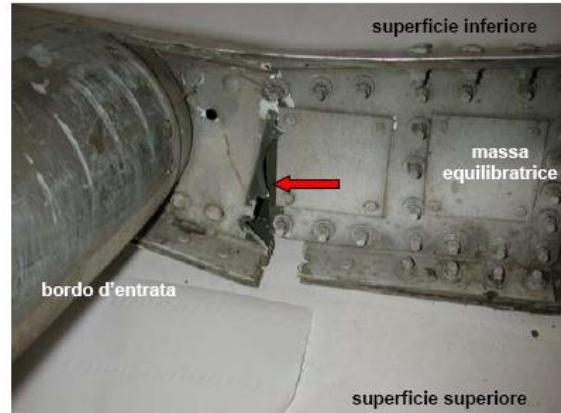


Figura 14 – Particolare rottura trasversale



Figura 15 – Particolare rottura trasversale

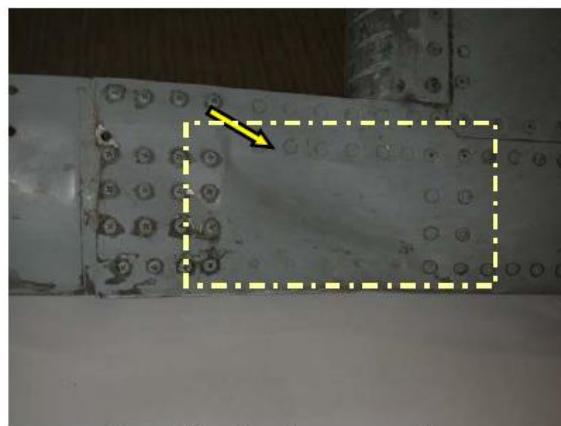


Figura 16 – Zona in compressione

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali

- evidenti segni di sfregamento sul bordo d'entrata in corrispondenza della superficie inferiore del pannello (Figura 17);
- deformazione plastica per impatto sulla superficie superiore della massa equilibratrice in corrispondenza dello spigolo (tratteggio in Figura 18). L'impatto è avvenuto con un angolo di circa 60° rispetto all'asse longitudinale dell'equilibratore;



Figura 17 – Graffi sul bordo d'ingresso



Figura 18 – Segno d'impatto superficie superiore massa equilibratrice

- segni di sfregamento con il terreno sulla superficie superiore della massa equilibratrice (Figura 19);
- segni di corrosione generalizzata sulla superficie inferiore della massa equilibratrice (Figura 20).



Figura 19 – Segni d'impatto col terreno



Figura 20 – Corrosione superficie inferiore massa equilibratrice

3.2 Esami microscopici

3.2.1 Rottura trasversale

Sulle superfici di rottura della rottura trasversale, che interessa la superficie superiore dell'estremità del pannello ed il longherone di collegamento, si osservano diversi piani inclinati a 45° (frecce rosse in Figura 21). L'osservazione delle stesse mediante microscopia elettronica FESEM ha evidenziato la presenza di microbuche parzialmente corrose associabili ad un meccanismo della rottura avvenuto per sovraccarico (Figura 22).

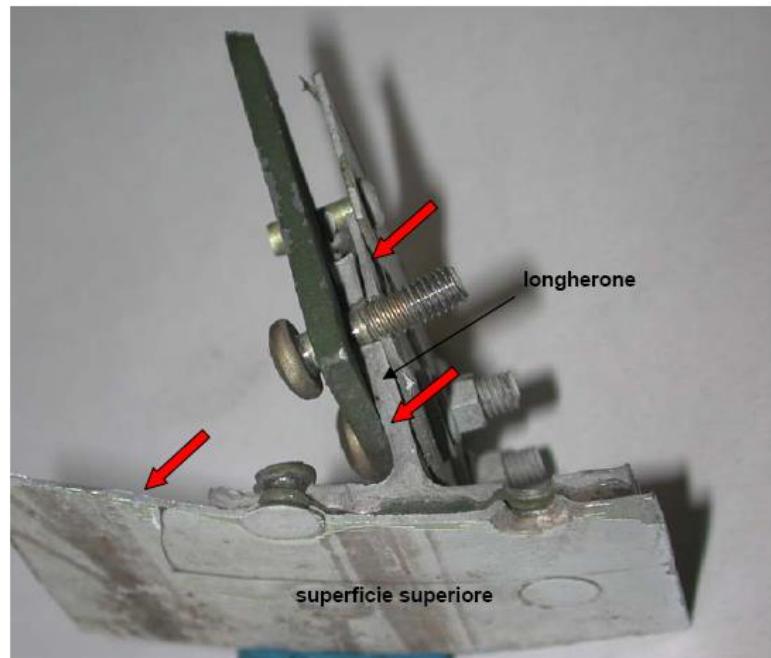


Figura 21 – Particolare rottura trasversale

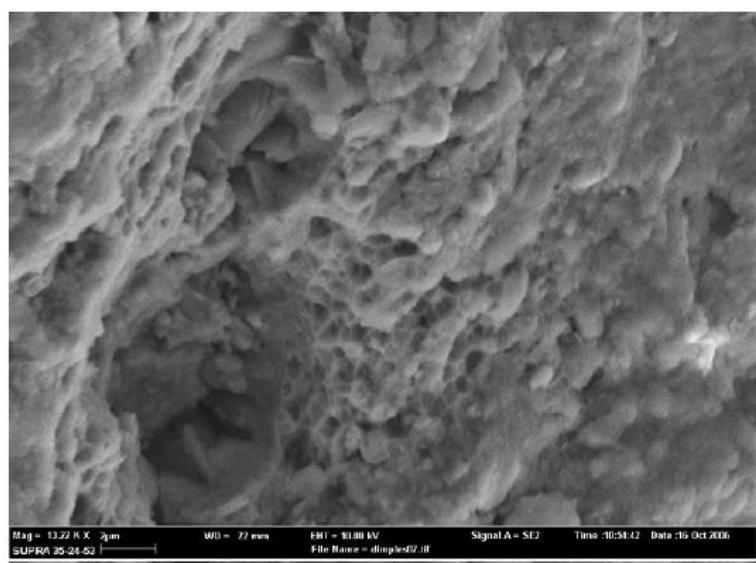


Figura 22 – Microbuche parzialmente corrosse

4 Estremità sinistra elevator

4.1 Esami visivi

Il particolare presenta dei marcati danneggiamenti avvenuti in corrispondenza del primo pannello di rivestimento. In particolare si osserva:

- la completa rottura dei fori di fissaggio in corrispondenza del bordo d'entrata (Figura 23 e dettaglio in Figura 24). I fori sono deformati e strappati per effetto di una forza che agisce da destra verso sinistra, frecce rosse in Figura 23 e Figura 24, se consideriamo l'equilibratore come orientato in Figura 3. Il perno di fissaggio alla restante parte dell'equilibratore risulta assente (Figura 23);



Figura 23 – Fori fissaggio bordo d'entrata



Figura 24 – Particolare rottura fori

- la rottura della fila più interna dei fori di fissaggio al secondo pannello di rivestimento delle superfici superiore ed inferiore (frecce rosse in Figura 25 e Figura 26). In particolare, i fori sono deformati e strappati per effetto di una forza che agisce in senso antero-posteriore e da destra verso sinistra, freccia in Figura 27, se consideriamo l'equilibratore come orientato in Figura 3;
- la rottura per strappo dei fori di fissaggio di entrambe le superfici in corrispondenza del bordo d'uscita (frecce gialle in Figura 25 e Figura 26);
- piegatura verso l'alto del pannello inferiore nella zona prossima ai fori e strappo in corrispondenza dell'estremità lato bordo d'entrata (tratteggio in Figura 26 e freccia verde in Figura 26);



Figura 25 – Estremità equilibratore sx parte superiore

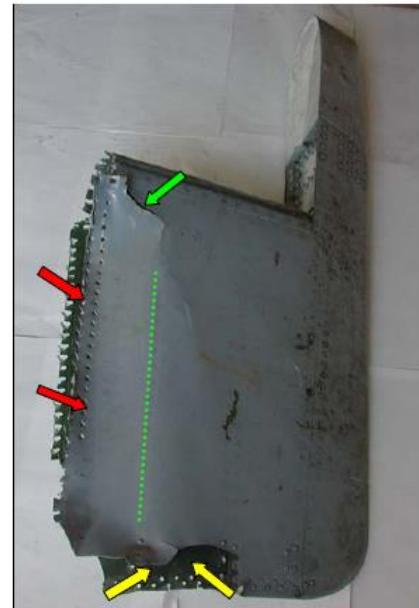


Figura 26 – Estremità equilibratore x parte inferio



Figura 27 – Strappo fori pannello

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali

- evidenti segni di sfregamento sulla superficie inferiore del bordo d'entrata orientati dal basso verso l'alto (Figura 28);
- deformazione plastica per compressione sulla superficie superiore dell'estremità dell'equilibratore a ridosso della massa equilibratrice (Figura 29);



Figura 28 – Graffi sul bordo d'ingresso

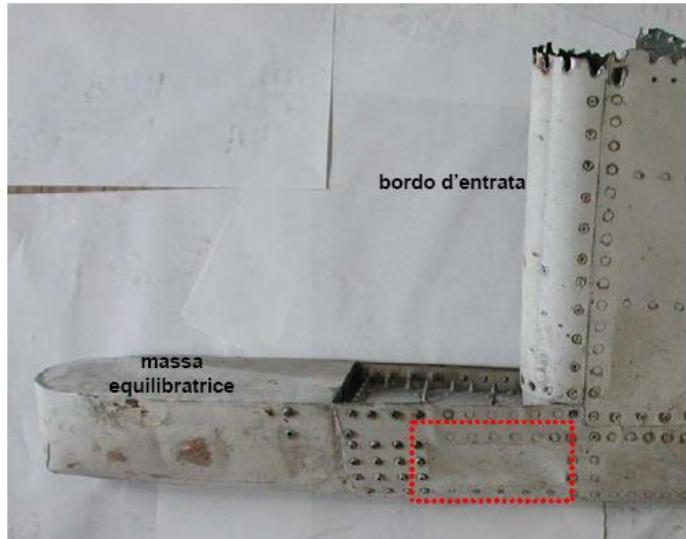


Figura 29 – Compressione superficie superiore

- deformazione plastica per trazione sulla superficie inferiore dell'estremità del semiequilibratore a ridozzo della massa equilibratrice (Figura 30);
- deformazione plastica per impatto sulla superficie inferiore della massa equilibratrice in corrispondenza dello spigolo (freccia gialla in Figura 31). L'impatto è avvenuto con un angolo di circa 20° rispetto all'asse longitudinale del semiequilibratore;
- corrosione generalizzata associata ad una grossolana riparazione e ripitturazione sulla superficie superiore della massa equilibratrice (frecce rosse in Figura 31).



Figura 30 – Trazione superficie inferiore

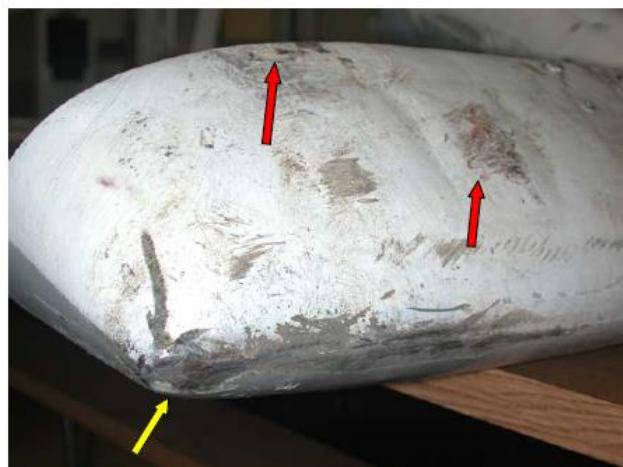


Figura 31 – Segni d'impatto e corrosione su massa equilibratrice

5. Servocomandi

I servocomandi degli alettoni, di direzione e di profondità pervenuti sono serviti dai sistemi idraulici *booster* ed *utility* presenti sul velivolo e regolano rispettivamente le posizioni degli alettoni (Ailerons), del timone di direzione (Rudder) e del timone di profondità (Elevators) (Figura 32).

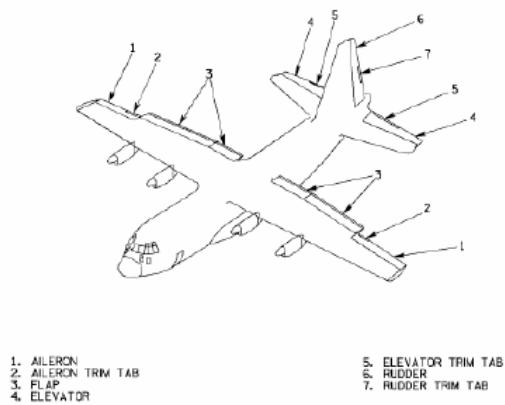


Figura 32– Controlli di volo

6. Servocomando alettoni

6.1 Esami visivi

Il servocomando alettoni (tratteggio in Figura 33) risulta costituito da un corpo centrale in lega leggera, case, all'interno del quale scorre un'asta di materiale feroso (Figura 34). La lunghezza dell'asta sporgente dal case determina le posizioni *up*, *neutral* e *down* degli alettoni¹.

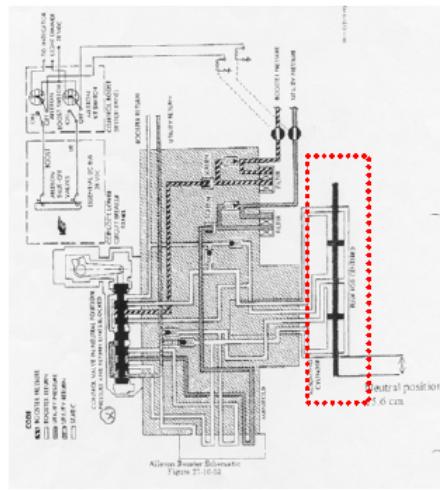


Figura 33 – Schema impianto servocomando alettoni

¹ Manuale di manutenzione, Hercules Lookeed, Georgia Company.



Figura 34 – Servocomando alettoni

Sul particolare si osserva la rottura di parte del case e dell'estremità dell'asta di scorrimento, frecce in Figura 34 e dettaglio in Figura 35. In particolare, la superficie di rottura del case non presenta evidenti deformazioni plastiche (particolare in Figura 36). La stessa risulta tuttavia costituita da diversi piani inclinati a 45° e ricoperta da prodotti di corrosione arancione associabili alla presenza di idrossidi. L'asta presenta una evidente deformazione plastica all'estremità (Figura 37) e risulta anch'essa costituita da piani inclinati a 45° e ricoperta da prodotti di corrosione arancione.

La parte di asta integra sporge dal corpo centrale di circa 15,2 cm (Figura 38).



Figura 35 – Particolare rottura asta e case



Figura 36 – Rottura case



Figura 37 – Deformazione asta

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali



Figura 38 – Asta lato integro

Al fine di rilevare la presenza di eventuali anomalie di funzionamento, il case è stato sezionato longitudinalmente (Figura 39). Una boccola in lega leggera posizionata al centro del case (freccia verde in Figura 39) guida lo scorrimento dell'asta e costituisce il fondo corsa dei due stantuffi (n.1 e n.2), completi di anelli di tenuta, inseriti in essa (frecce rosse in Figura 39).

Dall'osservazione dei particolari sezionati risulta inoltre che:

- la superficie interna del case presenta, in prossimità della rottura precedentemente osservata, due segni circonferenziali, associabili ad ammaccature, distanziati tra loro per una lunghezza pari allo spessore dello stantuffo (frecce in Figura 40). In particolare, quello più esterno risulta più marcato;
- la superficie interna del case mostra zone in cui lo strato di anodizzazione risulta asportato (particolare in Figura 41);

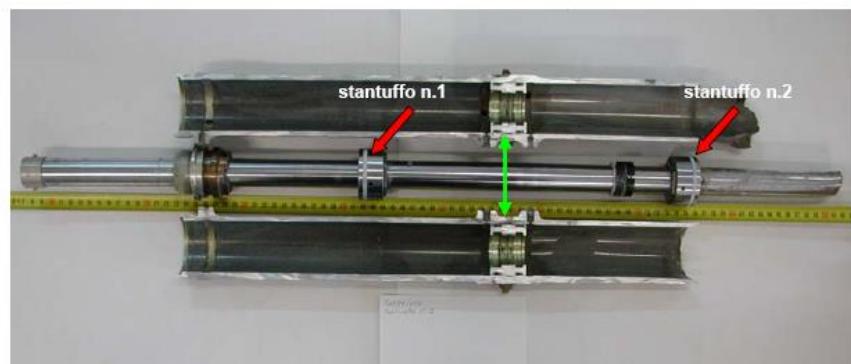


Figura 39 – Sezione longitudinale case

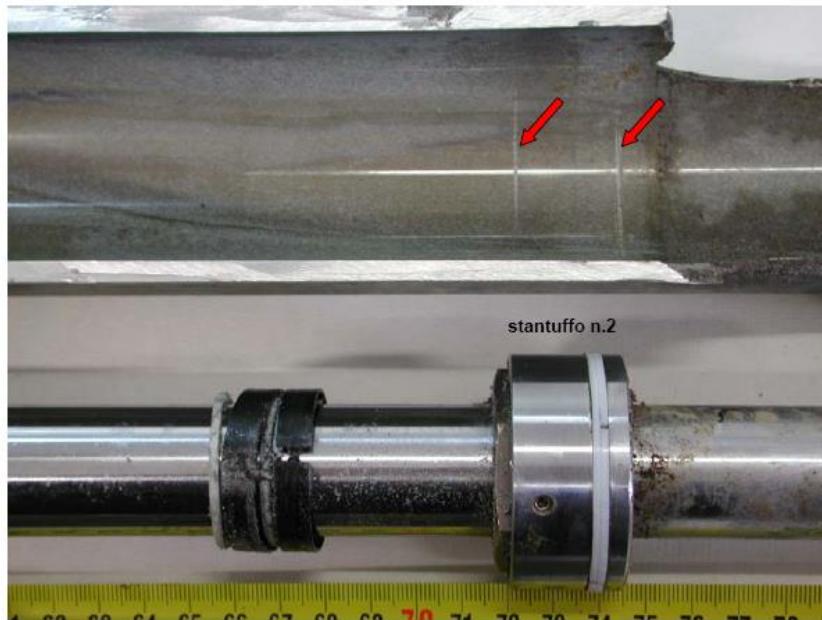


Figura 40 – Ammaccature su case

- la superficie interna del case mostra, in corrispondenza dello stantuffo n.1, la presenza di particelle metalliche adese di dimensioni massime circa $600 \mu\text{m}$ (frecce in Figura 42 e particolare in Figura 43);
- la superficie dello stantuffo n.1 mostra segni paralleli all'asse dello stesso associabili a graffi (Figura 44);
- la boccola guida asta mostra, da entrambi i lati, evidenti ammaccature estese lungo tutta la superficie (Figura 45).

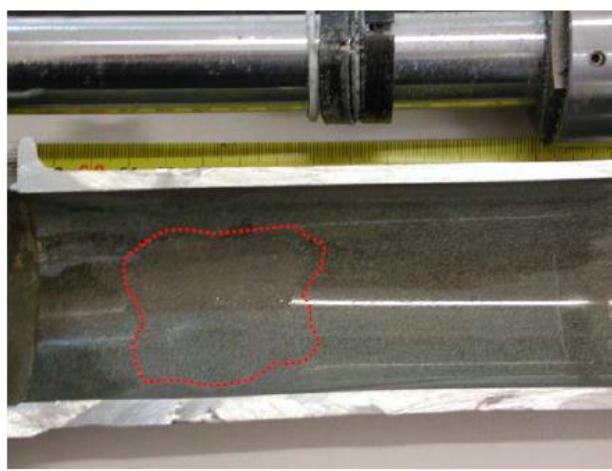


Figura 41 – Rimozione strato anodizzante

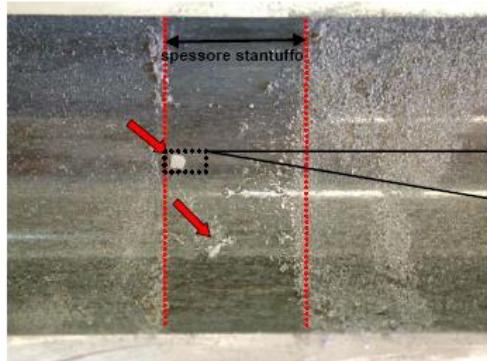


Figura 42 – Particelle metalliche adese

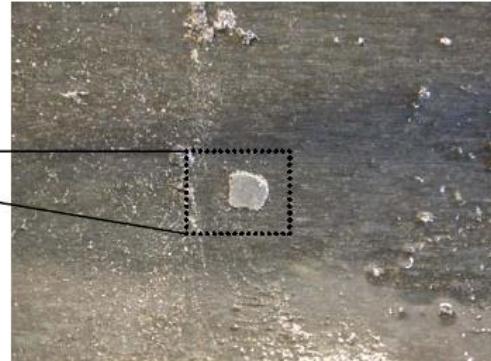


Figura 43 – Particella metallica

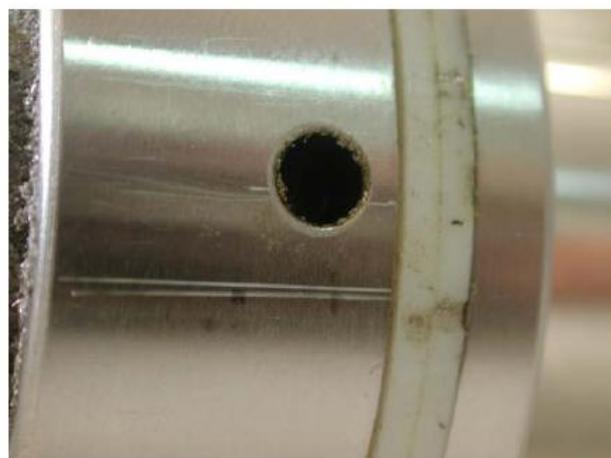


Figura 44 – Graffi stantuffo n.1



Figura 45 – Danneggiamenti boccola

6.2 Esami microscopici

6.2.1 Rottura case

L'osservazione mediante microscopia elettronica a scansione ad effetto di campo (FESEM) della superficie di rottura ha messo in evidenza la presenza di microbuche parzialmente corrose tipiche di una rottura avvenuta per sovraccarico (Figura 46).

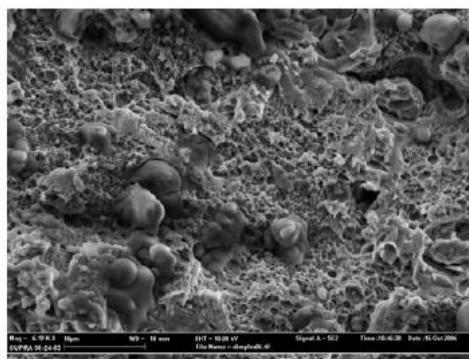


Figura 46 – Microbuche parzialmente corrose

6.2.2 Rottura asta

La superficie di rottura mostra le microbuche tipiche delle rotture avvenute per sovraccarico (Figura 47).

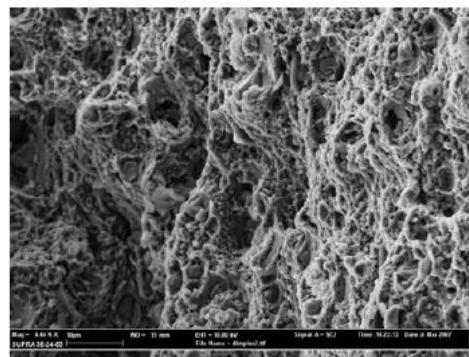


Figura 47 – Microbuche

6.3 Esami chimico-fisici

Al fine di individuare la natura dei depositi metallici rinvenuti tra la superficie interna del case e lo stantuffo, gli stessi ed il case sono stati analizzati rispettivamente mediante diffrattometria a raggi X in dispersione di energia (EDS) e spettroscopia al plasma ICP-OES. I risultati ottenuti sono riportati in Tabella 2. Le due composizioni riconducono ad una lega di alluminio AA 7075.

Tabella 2 – Confronto della composizione dei depositi metallici e del case

Elementi (% in peso)	Depositi metallici	Case
Al	base	base
Zn	5.4	5.68
Mg	2.4	2.22
Cu	1.6	1.32
Fe	0.1	0.22
Si	0.1	0.13
Cr	0.1	0.22
Identificazione	AA7075	AA7075

7. Servocomando di direzione

7.1 Esami visivi

Il servocomando di direzione (tratteggio in Figura 48) risulta costituito da un corpo centrale in lega leggera, case, all'interno del quale scorre un'asta di materiale ferroso (Figura 49). La lunghezza dell'asta sporgente dal case determina le posizioni up, neutral e down del timone di direzione².

Sul particolare si osserva la rottura e la piegatura dell'asta di scorrimento in corrispondenza delle estremità, particolari in Figura 50 e Figura 51. In particolare, la superficie di rottura dell'estremità dell'asta presenta marcate ed evidenti deformazioni plastiche associabili a schiacciamenti e spalmature (particolare in Figura 50).

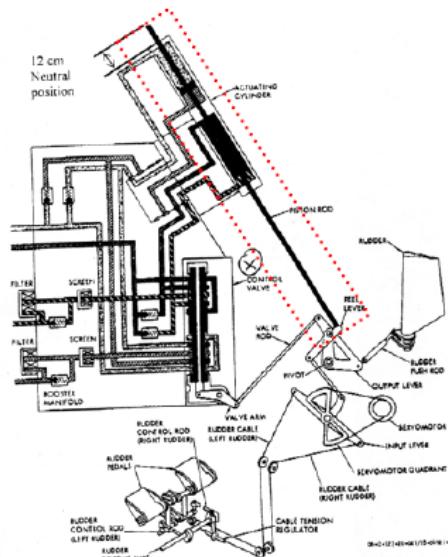


Figura 48 – Schema impianto servocomando di direzione

² Manuale di manutenzione, Hercules Lookeed, Georgia Company.

L'estremità dell'asta risulta piegata di circa 20° rispetto al suo asse longitudinale (particolare in Figura 51). Sulla stessa sono inoltre presenti due crinature parallele al suo asse trasversale localizzate nella zona di contatto dell'asta con il case (Figura 52).



Figura 49 – Servocomando di direzione



Figura 50 – Rottura estremità asta



Figura 51 – Piegatura estremità asta



Figura 52 – Crinature estremità asta

La parte di asta deformata sporge dal corpo centrale di circa 11 cm.

Al fine di rilevare la presenza di eventuali anomalie di funzionamento, il case è stato sezionato longitudinalmente (Figura 53). Una boccola in lega leggera posizionata al centro del case (freccia verde in Figura 53) guida lo scorrimento dell'asta e costituisce il fondo corsa dei due stantuffi (n.1 e n.2), completi di anelli di tenuta, inseriti in essa (frecce rosse in Figura 53). In particolare, lo stantuffo n.1 risulta alloggiato in una incamiciatura in lega leggera (frecce nere in Figura 53).

L'osservazione dei particolari sezionati ha messo in evidenza:

- la presenza di evidenti segni di usura dell'incamiciatura di scorrimento dello stantuffo n.1 (Figura 54). In particolare, tali segni hanno rimosso lo strato di anodizzazione e risultano in corrispondenza della porzione di camicia interessata dallo stantuffo quando il rudder risulta in posizione left;
- la presenza di evidenti segni dovuti a impatto e/o usura della boccola guida asta, estesi su entrambi i lati (particolare in Figura 55).



Figura 53 – Servocomando di direzione



Figura 54 – Usura incamiciatura

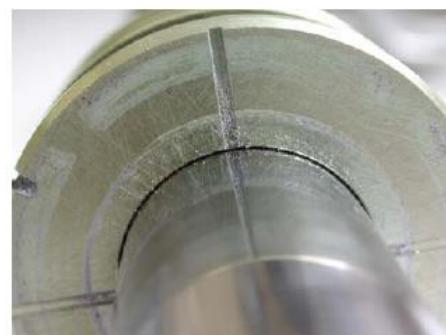


Figura 55 – Danneggiamenti boccola

7.2 Esami microscopici

7.2.1 Rottura asta

Sulla superficie di rottura dell'estremità dell'asta si evidenziano microbuche tipiche del sovraccarico (Figura 56) associate a spalmature.

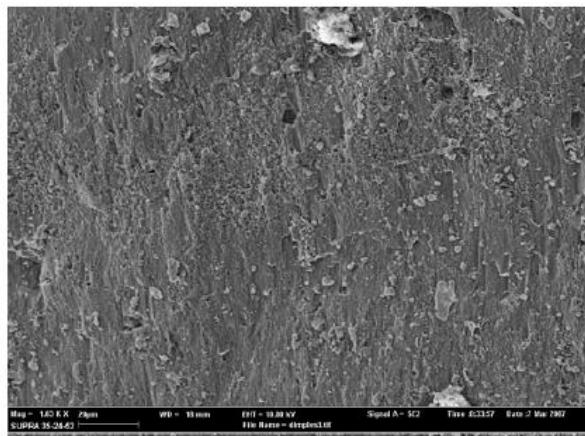


Figura 56 – Microbuche

8 Servocomando di profondità

8.1 Esami visivi

Il servocomando di profondità (tratteggio in Figura 57) risulta costituito da due cilindri in lega leggera, case n.1 e n.2, all'interno dei quali scorrono due aste di materiale ferroso (Figura 58). La lunghezza delle aste sporgenti dai case determina le posizioni up, neutral e down del timone di profondità³.

Sul particolare si osserva:

- la completa rottura delle due estremità dell'asta di scorrimento del case n.1 (Figura 58 e particolare in Figura 59). In particolare, le superfici di rottura presentano delle marcate deformazioni plastiche e piani inclinati a 45°.
- la rottura di una estremità dell'asta di scorrimento del case n.2 (Figura 58). In particolare, la superficie di rottura appare deformata plasticamente con piani inclinati a 45°. Sulla stessa sono inoltre presenti prodotti di corrosione di colore arancione. L'altra estremità risulta piegata di circa 30° rispetto al suo asse longitudinale (Figura 60).

³ Manuale di manutenzione, Hercules Lookeed, Georgia Company.

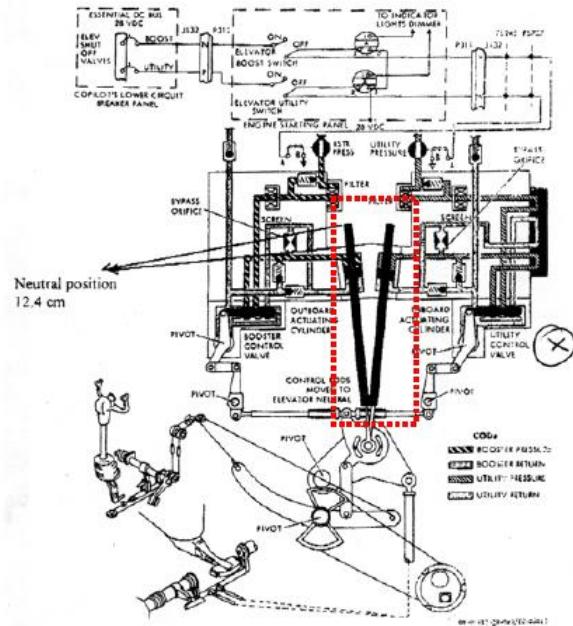


Figura 57 – Schema impianto servocomando di profondità

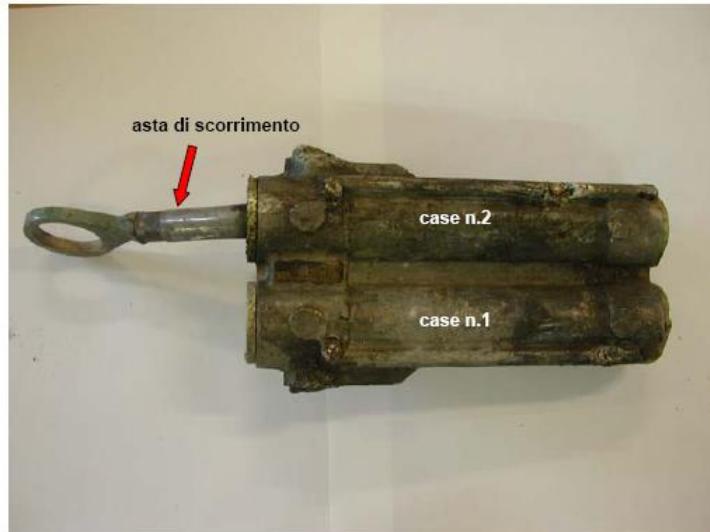


Figura 58 – Servocomando di profondità

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali



Figura 59 – Rottura asta case n.1



Figura 60 – Deformazione asta case n.2

Al fine di rilevare la presenza di eventuali anomalie di funzionamento, il servocomando di profondità è stato sezionato longitudinalmente (Figura 61). Due boccole in lega leggera posizionate alle estremità di ciascun case (frecce verdi in Figura 61) guidano lo scorrimento delle aste e costituiscono il fondo corsa degli stantuffi (frecce rosse in Figura 61) montati sulle singole aste.

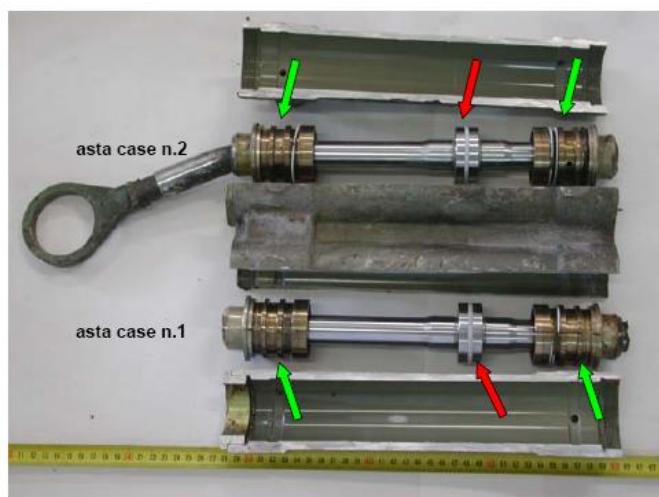


Figura 61 – Sezione longitudinale servocomando profondità

Le porzioni delle aste sporgenti da ciascun case risultano assenti per effetto dell'impatto. Pertanto, la posizione del timone di profondità è stata determinata misurando le distanze interne degli stantuffi rispetto alla loro corsa ammessa da progetto. Tali distanze risultano essere di circa 12.2 cm.
L'osservazione dei particolari sezionati ha, inoltre, messo in evidenza quanto di seguito riportato.

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali

8.1.1 Case n.1

Sulla superficie interna del case n.1 si osserva:

- la presenza di segni circonferenziali particolarmente marcati in corrispondenza della zona di contatto con lo stantuffo (Figura 62);
- la presenza di segni associabili a graffi paralleli all'asse dello stantuffo in corrispondenza della zona di contatto con la boccola di fondo corsa (Figura 63). In particolare, i graffi risultano particolarmente marcati nella direzione esterna del case;
- la presenza di un marcato segno d'usura in prossimità della zona di contatto con lo stantuffo (Figura 64). L'usura ha rimosso in maniera completa lo strato di anodizzazione della superficie del case.



Figura 62 – Segni circonferenziali



Figura 63– Graffi



Figura 64 – Usura case n.1

8.1.2 Case n.2

Sulla superficie interna del case n.2 si osserva:

- la presenza di segni circonferenziali particolarmente marcati in corrispondenza della zona di contatto con lo stantuffo (Figura 65);
- la presenza di segni associabili a graffi paralleli all'asse dello stantuffo in corrispondenza della zona di contatto con la boccola di fondo corsa (Figura 66). In particolare, i graffi risultano particolarmente marcati nella direzione esterna del case.



Figura 65 – Segni circonferenziali



Figura 66 – Graffi

8.2 Esami microscopici

8.2.1 Rottura asta case n.1

Le superfici di rottura delle estremità dell'asta di scorrimento, ricoperte da prodotti di corrosione di colore arancione, mostrano i caratteri morfologici di una rottura avvenuta per sovraccarico.

8.2.2 Rottura asta case n.2

L'osservazione microscopica della superficie di rottura ha mostrato la presenza di microbuche parzialmente corrose tipiche del sovraccarico (Figura 67).

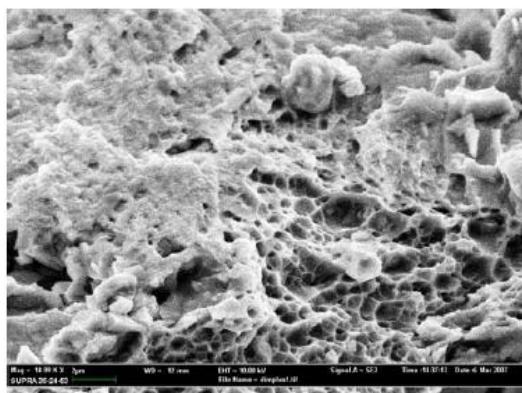


Figura 67 – Microbuche asta case n.2

8.3 Analisi fluido idraulico

Al fine di determinare la natura del fluido idraulico rinvenuto all'interno del case n.1, lo stesso è stato analizzato mediante analisi gas cromatografica accoppiata alla spettrometria di massa (GC-MS). I risultati hanno evidenziato la presenza di una base minerale riconducibile ai prodotti NATO H-520 e NATO H-515. Non è stata rilevata la presenza di contaminazioni con prodotti petroliferi come oli lubrificanti o combustibili. Al fine di determinare lo stato del fluido in termini di contenuto in additivi antiusura e antiossidazione è stato effettuato un confronto con un fluido idraulico NATO H-520 prelevato dopo 16 ore di funzionamento da un velivolo analogo. Il confronto non ha evidenziato anomalie particolari.

9 Considerazioni

9.1 Estremità equilibratori

Dalle osservazioni morfologiche effettuate sulle estremità degli equilibratori pervenuti si possono individuare due eventi distinti avvenuti in condizioni e tempi differenti. Il primo dovuto alla rottura in volo delle due estremità, l'altro, relativamente all'impatto delle stesse col suolo.

In particolare, il distacco dell'estremità destra è avvenuto per effetto di un sovraccarico imputabile a carichi inerziali causati da un'anomala condizione di volo. Tali carichi hanno provocato inizialmente la flessione dell'equilibratore dall'alto verso il basso e successivamente il suo distacco in direzione antero-posteriore. La rottura trasversale sulla superficie superiore dell'estremità del pannello a ridosso con la massa equilibratrice, che colloca l'equilibratore in posizione up, insieme alle deformazioni plastiche per compressione presenti sulla superficie inferiore della stessa zona ed in prossimità della zona di fissaggio alla superficie del secondo pannello confermano l'ipotesi della flessione. L'orientamento delle deformazioni e degli strappi dei fori di fissaggio sulla superficie superiore del primo pannello di rivestimento e della superficie inferiore in corrispondenza del secondo pannello di rivestimento insieme allo strappo del longherone di collegamento tra le due superfici confermano, invece, il conseguente distacco.

L'impatto al suolo ha provocato la deformazione plastica sulla superficie superiore della massa equilibratrice in corrispondenza dello spigolo, la sovrapposizione, sul longherone, di parte della superficie di rottura lato bordo d'entrata alla superficie lato contrappeso e gli sfregamenti sul bordo d'entrata e sulla superficie della massa equilibratrice. Tale impatto è avvenuto con una forte inclinazione rispetto all'asse verticale dell'equilibratore.

Il distacco dell'estremità sinistra, successivo a quello dell'estremità destra, è avvenuto per effetto di un carico aerodinamico anomalo applicato inizialmente parallelamente al piano dell'estremità stessa dall'interno verso l'esterno. Tale sollecitazione ha causato la trazione dell'estremità da destra verso sinistra. L'assenza del perno di fissaggio, l'orientamento delle rotture e delle deformazioni plastiche dei fori di fissaggio in corrispondenza del bordo d'entrata confermano tale ipotesi. La sollecitazione ha successivamente interessato il piano ortogonale dell'estremità in senso antero-posteriore in accordo con quanto osservato in termini di deformazioni e rotture sulla fila interna dei fori di fissaggio al secondo pannello di rivestimento.

L'impatto con il suolo ha provocato invece i danni sullo spigolo della massa equilibratrice e sulle superficie esterna ed interna dell'estremità dell'equilibratore a

ridosso della massa equilibratrice stessa. Tale impatto è avvenuto all'incirca perpendicolarmente all'asse verticale dell'equilibratore.

9.2 Servocomandi

Dalla misura delle lunghezze delle aste di scorrimento sporgenti dai case e delle distanze interne degli stantuffi rispetto alla loro corsa ammessa da progetto risulta che, al momento dell'incidente, i tre servocomandi pervenuti si trovavano nella posizione neutra. Infatti, tutte le quote misurate sono risultate essere molto prossime a quelle previste nel manuale di manutenzione, secondo quanto riportato in Tabella 3. Le cause iniziali che successivamente hanno portato a tali condizioni possono essere riconducibili all'impatto oppure ad una condizione aerodinamica particolare successiva al distacco dell'estremità degli equilibratori e del timone di coda (Rel. 06/220). Relativamente all'ipotesi dell'impatto, risulta tuttavia poco plausibile giustificare come lo stesso possa aver casualmente portato i servocomandi nelle stesse posizioni. Pertanto, risulta valida l'ipotesi che, dopo il distacco delle estremità degli equilibratori e del timone di coda le superfici mobili e conseguentemente i servocomandi, non più controllabili, abbiano assunto la posizione aerodinamicamente più favorita che è stata mantenuta anche dopo l'impatto.

Tabella 3 – Posizioni e relative lunghezze dei servocomandi

Posizione	Lunghezza prevista (cm)	Lunghezza misurata (cm)
Ailerons	28.0	-
	15.6	15.2
	3.3	-
Rudder	0.2	-
	12.0	11.0
	22.2	-
Elevator	0.0	0.0
	12.4	12.2
	16.5	0.3

Le osservazioni morfologiche effettuate individuano inoltre due fenomeni avvenuti in tempi e condizioni differenti. Il primo, associato allo stato dei servocomandi in fase di esercizio e/o manutenzione, l'altro dovuto esclusivamente all'impatto degli stessi col suolo.

L'usura sulla superficie interna del case dei servocomando di profondità ed alettoni e sull'incamiciatura del servocomando di direzione, l'interferenza meccanica tra i pistoni e le boccole guida-asta sui servocomandi alettoni e di direzione ed i depositi metallici all'interfaccia pistone-case del servocomando alettoni sono indice di anomalie di esercizio.

I graffi longitudinali sulla superficie interna del servocomando di profondità nella zona di contatto con le boccole di fondo corsa individuano inoltre un non corretto inserimento delle stesse.

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali

Il fluido idraulico a base minerale NATO H-520 non ha subito fenomeni di usura e stress termico prima dell'impatto e non risulta contaminato da prodotti petroliferi.

L'impatto al suolo ha provocato, invece, le impronte presenti sulle superfici interne dei case dei servocomandi alettoni e di profondità e le rotture e/o deformazioni delle estremità delle aste di scorrimento e dei case dei tre servocomandi.

10 Conclusioni

Le rotture delle estremità destra e sinistra degli equilibratori del cargo L100-30 della Air Algerie sono avvenute durante le fasi di volo per effetto di una sollecitazione rispettivamente di flessione e di trazione antero-posteriore. In particolare, la flessione, non compatibile con i carichi inerziali a cui il velivolo è normalmente soggetto, è avvenuta quando l'equilibratore era in posizione up ed ha causato la rottura per sovraccarico dell'estremità del pannello a ridosso con la massa equilibratrice. Tale sollecitazione ha causato poi il completo distacco dell'estremità stessa.

La sollecitazione di trazione, avvenuta successivamente alla flessione per azione di un carico aerodinamico anomalo, ha invece interessato il bordo d'entrata ed in seguito il primo pannello di rivestimento, causando il totale distacco per sovraccarico dell'estremità.

Sui particolari esaminati non è stata rilevata alcuna evidenza associabile a rotture di tipo progressivo.

Gli esami effettuati sui servocomandi hanno rilevato che gli stessi, al momento dell'impatto, si trovavano in posizione neutra. In particolare, la posizione del servocomando di direzione e di profondità è stata assunta dagli stessi successivamente al distacco in volo dell'estremità del timone di coda e degli equilibratori, seguendo la condizione aerodinamicamente più favorevole.

Gli esami hanno inoltre evidenziato la presenza di segni d'usura e interferenze meccaniche compatibili con anomalie avvenute durante la fase di esercizio e/o manutenzione degli stessi.

Gli esami effettuati non hanno evidenziato la presenza di segni di grippaggio.

Nel fluido idraulico prelevato dal servocomando di profondità non è stata riscontrata la presenza di contaminazioni né di fenomeni di usura e stress termico.

Il Relatore

Visto:

Il Program Manager

Il Capo Reparto

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali

Relazione n° 06/220 (seguito - 2)

Oggetto: Aeromobile cargo L100-30 Air Algerie, marche 7T-VHG.
Particolari: *Bracket booster assembly e servocomando alettoni (Ailerons).*
Incidente del 13 Agosto 2006.

1. Premessa

Il data 23/08/2007 il¹ ha richiesto al Reparto Scrivente, nell'ambito dell'investigazione sull'aeromobile in oggetto, un supplemento di indagini per il particolare *bracket booster assembly* al fine di determinarne le cause della rottura.

Oltre al reperto del velivolo, è stato anche inviato un particolare integro a scopo comparativo.

L'attenzione a questo particolare ha origine da uno studio di Lockheed che, avendone evidenziato la tendenza a rompersi a fatica [1], ha portato al cambio del materiale di produzione impiegato da lega di Alluminio A356-T6 ad Acciaio AISI 360 (17-4PH) ed a raccomandare la sostituzione di tutti i particolari in servizio [2]. L'indagine è stata pertanto finalizzata sia a verificare la natura del materiale impiegato che a ricercare eventuali evidenze riconducibili a rotture progressive analoghe a quelle indicate nel citato studio.

Inoltre, sempre in data 23/08/2007, è stato richiesto un supplemento di indagini per il servocomando alettoni (Ailerons), già sottoposto ad indagine con la Rel. 06/220 – seguito, al fine di stabilire le cause relative alla asportazione dello strato di anodizzazione della superficie interna del case.

¹ Failure Investigation of an Aileron Booster Bracket (Projec. N. MA3236) Rev. A – Lockheed Aeronautical System Company – E7353-048-93 – 28 Giugno 1994.

² Hercules – Lockheed Martin Aeronautics Company – Service Bulletin 82-686 / 382-27-42 – 18 Luglio 2002.

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali

2. Esami macrofotografici

Il bracket booster assembly del velivolo (Figura 1) è costituito da un corpo unico e fa parte del cinematzismo che controlla il movimento del servocomando alettoni (schema in Figura 2). Il particolare, pervenuto come in Figura 3 ed identificato sulla base del suo P/N, Figura 4 , risulta mancante di circa il 65% della sua totalità (Figura 5).

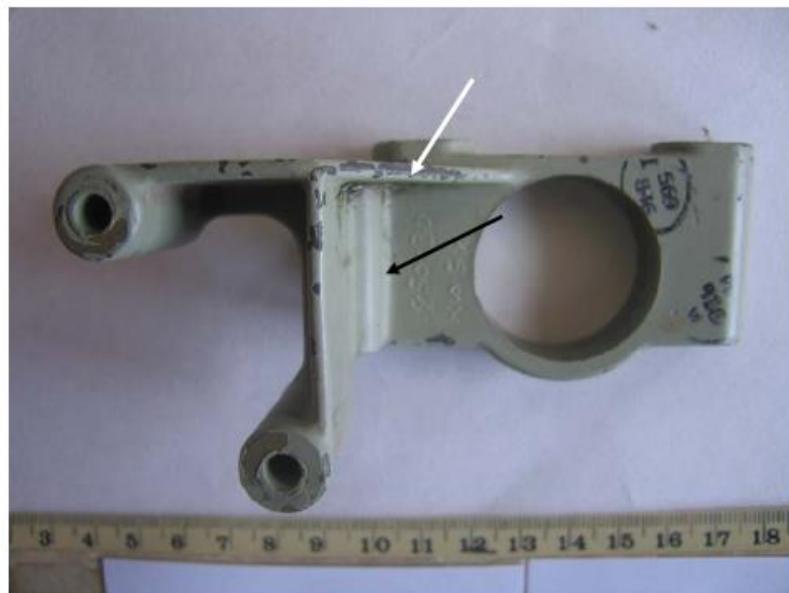


Figura 1 – Bracket booster assembly

Allegato "D"

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali

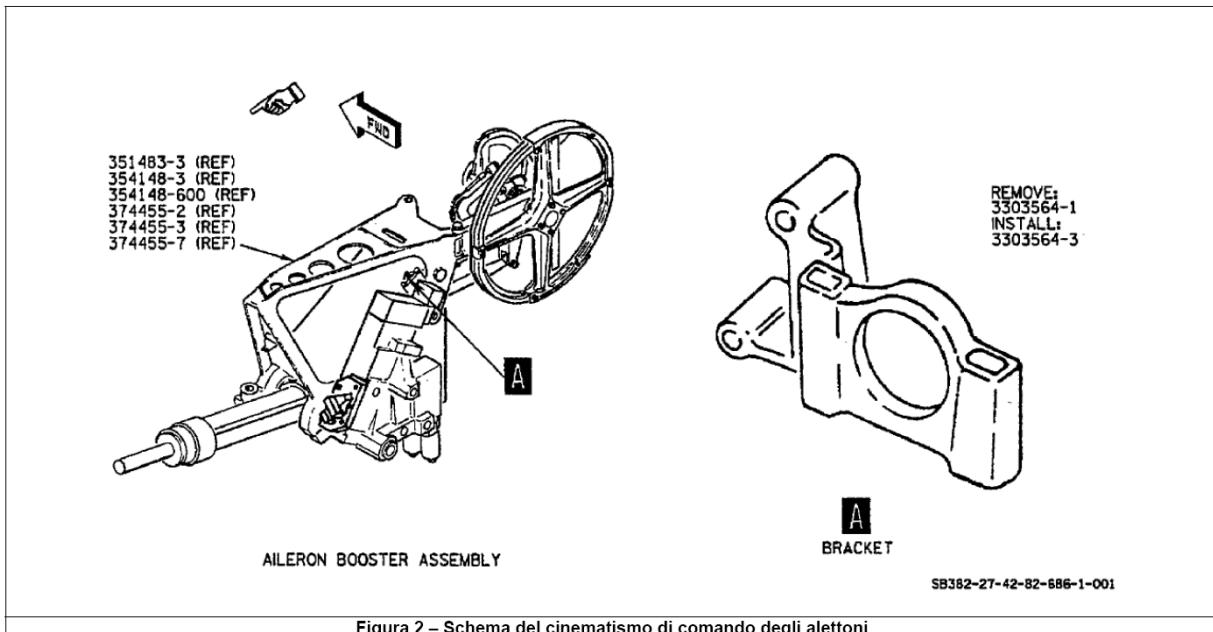


Figura 2 – Schema del cinematismo di comando degli alettoni

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali

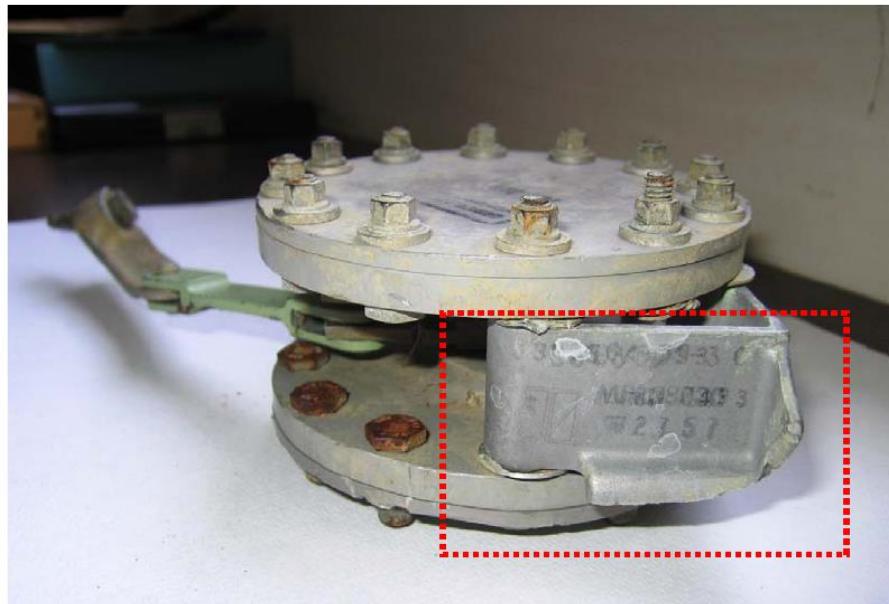


Figura 3 – Bracket booster assembly come pervenuto



Figura 4 – Bracket booster – identificazione del particolare

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali

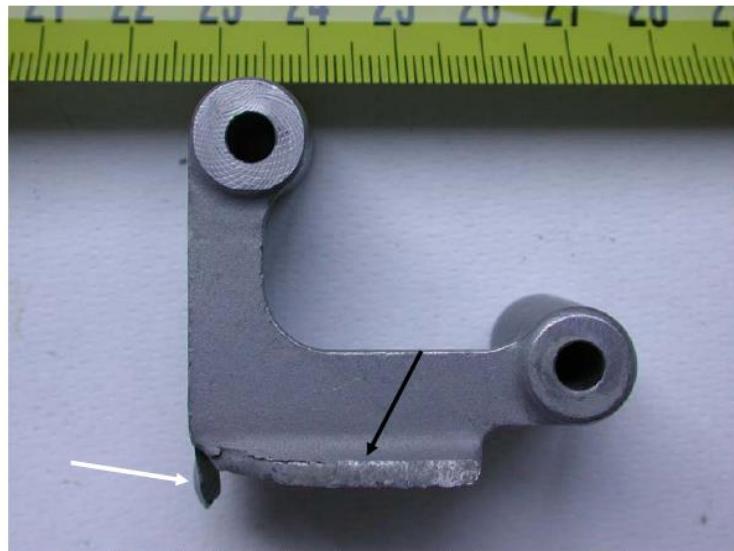


Figura 5 – Bracket booster assembly dopo smontaggio

Lo stesso si presenta rotto in corrispondenza della curvatura del raccordo (frecce nere in Figura 1 e Figura 5 e particolare in Figura 6) ed in corrispondenza della zona di rinforzo del raccordo stesso (frecce bianche in Figura 1 e Figura 5 e particolare in Figura 7).



Figura 6 – Superficie di rottura curvatura raccordo

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali



Figura 7 – Superficie di rottura zona rinforzo

Entrambe le superfici di rottura presentano marcate deformazioni plastiche originate da una deformazione orientata nel verso indicato dalle frecce in Figura 8. Le stesse appaiono inoltre ricoperte da prodotti di corrosione di colore scuro (ossidi) per circa il 30% (particolare in Figura 9).

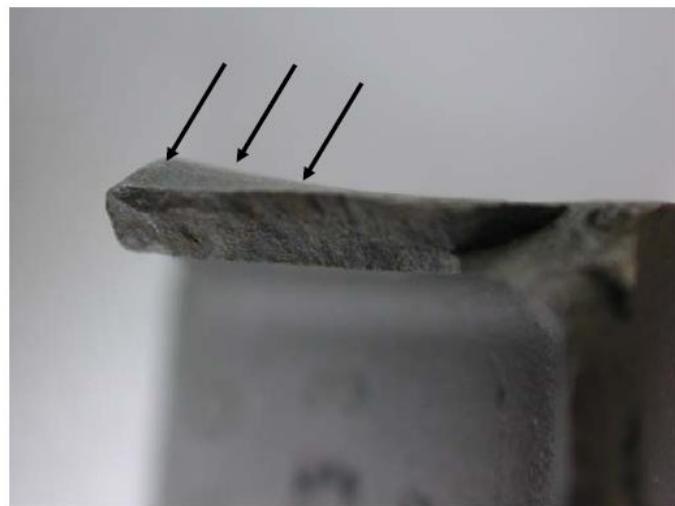


Figura 8 – Sollecitazione agente su zona rinforzo



Figura 9 – Corrosione su zona rinforzo

2 Esami microfrattografici

Le superfici interessate dalla rottura del bracket booster assembly sono state osservate mediante microscopia elettronica ad effetto di campo (FESEM).

3.1 Superficie di rottura sulla curvatura di raccordo

Tutta la superficie di rottura esaminata mostra evidenti segni di spalmature associate a schiacciamenti miste a prodotti di corrosione e microbuche (Figura 10). In particolare, le microbuche risultano essere allungate di trazione a strappo ed hanno orientazione coerente con quella della sollecitazione che ha prodotto la deformazione plastica (Figura 11).

L'esame del particolare è stato condotto ponendo particolare attenzione alla zone nella quale avrebbe potuto originarsi una rottura di natura progressiva, secondo quanto indicato nel documento di Lockheed, già menzionato, che ha portato alla sostituzione del materiale impiegato. Su tutta la superficie esaminata non sono stati messi in evidenza segni associabili ad una rottura progressiva né difetti, quali punti di corrosione, intagli o anomalie superficiali che possano averla innescata.

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali

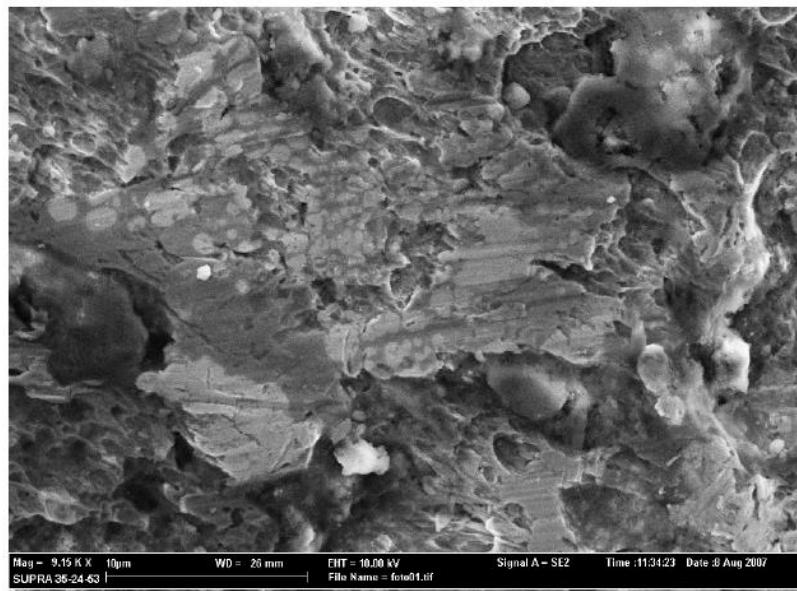


Figura 10 – Superficie di rottura curvatura raccordo



Figura 11 – Particolare superficie di rottura raccordo

3.2 Superficie di rottura sulla zona di rinforzo

Tutta la superficie di rottura esaminata mostra evidenti segni di spalmature associate a schiacciamenti miste a prodotti di corrosione e microbuche (Figura 12).

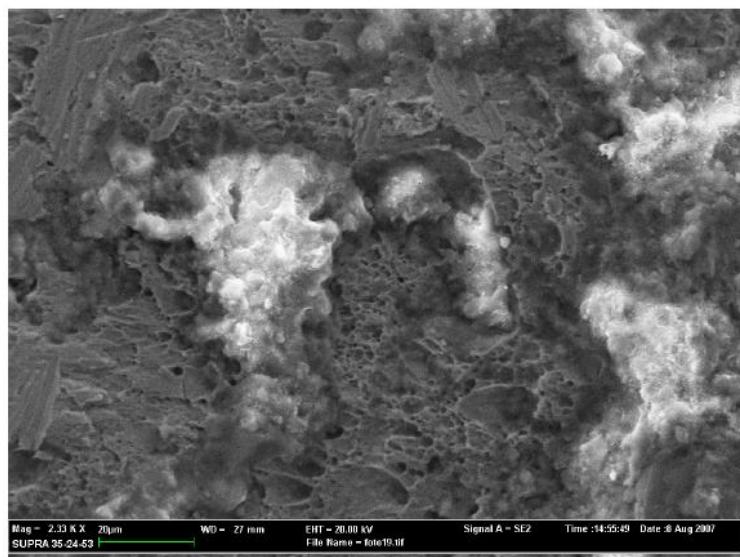


Figura 12 – Superficie di rottura lato rinforzo

Analogamente a quanto osservato sulla precedente superficie di rottura, anche in questo caso le microbuche hanno aspetto allungato per trazione a strappo e sono orientate in modo coerente alla sollecitazione che ha prodotto la deformazione plastica evidenziato nell'esame macrostrutturale. Su tutta la superficie esaminata non sono stati messi in evidenza segni associabili ad una rottura progressiva né difetti particolari, quali punti di corrosione, intagli o anomalie superficiali, che possano averla innescata.

4. Esami chimico-fisici

4.1 Analisi chimica

L'analisi quantitativa elementare è stata eseguita mediante spettroscopia al plasma (ICP-OES). Nella tabella a seguire sono riportati i risultati dell'analisi.

	Elementi								
	Fe	Cr	Ni	Cu	Si	Mn	Nb	V	Ti
% in peso	73.59	17.45	4.16	3.10	0.64	0.61	0.23	0.04	0.03

La composizione ottenuta corrisponde a quella di una lega di un acciaio inossidabile martensitico del tipo AISI 360, (17-4 PH).

4.2 Misure di durezza

Le misure di durezza sono state effettuate secondo il metodo microVickers usando un carico applicato di 200 g ed una piramide di diamante a 136° su una sezione del particolare prelevata in corrispondenza di uno dei due afferragli. E' stato ottenuto un valore pari a 375 HV ($\sigma = 10.4$), regolare per questo tipo di materiale nella condizione di trattamento termico H1100.

4.3 Esame microstrutturale

4.3.1 Bracket booster assembly

L'esame metallografico è stato effettuato su una sezione longitudinale del componente in corrispondenza di uno dei due afferragli. La struttura appare costituita da cordoli di ferrite dispersi in una matrice martensitica (Figura 13).



Figura 13 – Microstruttura

4.3.2 Servocomando alettoni

L'esame metallografico è stato condotto su una sezione trasversale del particolare in corrispondenza della zona centrale dove lo strato di anodizzazione risulta mancante (Figura 14). Lo stesso, confermando tale anomalia, ha altresì messo in evidenza l'assenza di fenomeni di natura corrosiva o la presenza di altre anomalie superficiali (Figura 15).

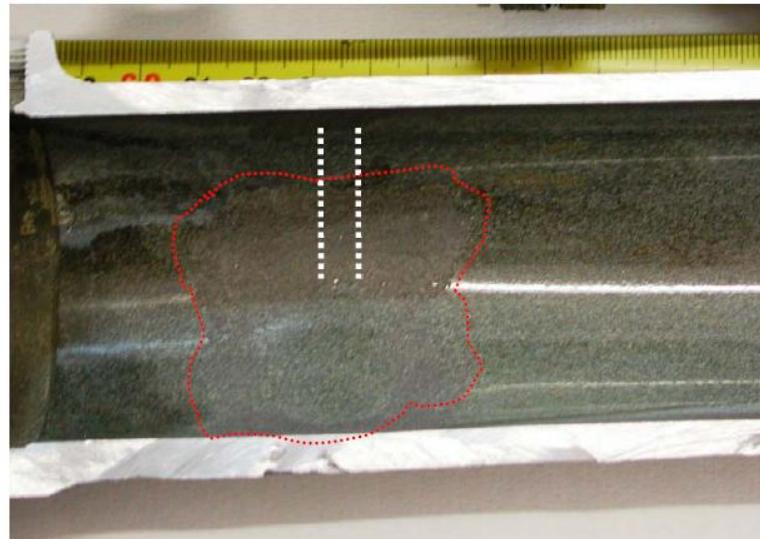


Figura 14 – Rimozione dello strato anodizzato e sezione praticata

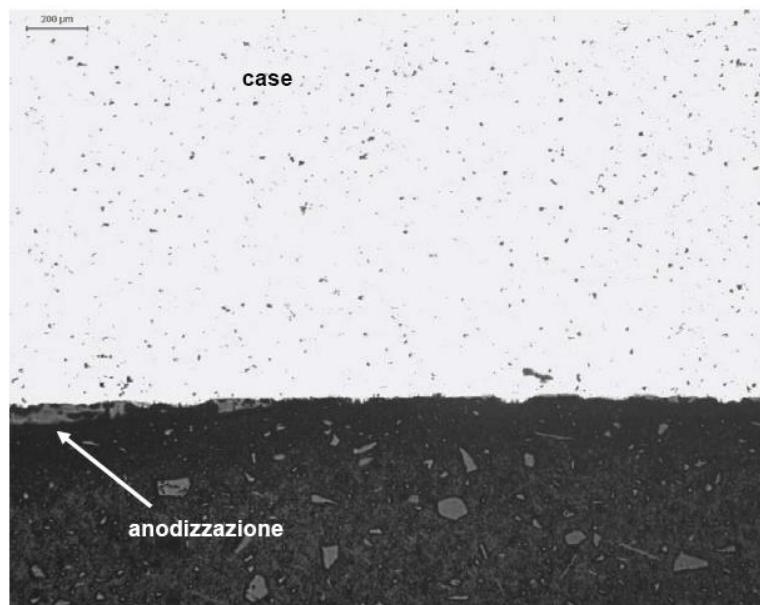


Figura 15 – Metallografia in corrispondenza dell'anodizzazione rimossa

4.4 Controllo non distruttivo

Il bracket booster integro pervenuto è in lega leggera, a differenza del particolare oggetto dell'indagine che è costituito da acciaio AISI 360 (17-4-PH). Sul particolare integro sono state effettuati controlli non distruttivi con il metodo delle correnti indotte, dopo opportuna asportazione dello schema di verniciatura, al fine di evidenziare l'eventuale presenza di crinature in corrispondenza della curvatura del raccordo. Tale controllo non ha messo in evidenza difetti.

i. Considerazioni

5.1 Bracket booster assembly

E' stato rilevato, attraverso l'analisi chimica, che il materiale di cui è costituito il particolare presente sul velivolo incidentato è un acciaio AISI 360 (17-4PH). Ciò indica che la sua installazione è successiva alla emissione del sopracitato Service Bulletin ed è in accordo con le raccomandazioni emesse da Lockheed.

E' stato inoltre verificato, attraverso l'indagine microscopica, se nelle zone nelle quali si osservava la rottura a fatica dei particolari in lega di Alluminio, fossero presenti evidenze di rottura progressiva.

L'esame microfrattografico ha mostrato che sulle due superfici di rottura esaminate non sono presenti tali evidenze.

Su entrambe le superfici è presente invece un'unica morfologia di rottura per trazione a strappo caratterizzata da microbuche con orientazione equiassaiata. Tale orientazione è concorde a quella della sollecitazione che ha prodotto la deformazione plastica rilevata sul particolare nell'esame macrofrattografico.

La sollecitazione che ha prodotto la rottura del particolare è avvenuta in senso antero posteriore ed è caratterizzata da una componente principale diretta lungo l'asse del rollio, ovvero dalla prua alla coda del velivolo, come illustrato nella Figura 16, nella quale il particolare integro è posizionato come risulterebbe montato sul velivolo rappresentato nel riquadro a sinistra.

L'orientamento della sollecitazione osservata è coerente con quella delle deformazioni osservate sui dischi turbina esaminati nella precedente relazione (06/220) e consente di ipotizzare che la rottura del particolare sia avvenuta al momento dell'impatto al suolo del velivolo.

5.2 Servocomando alettoni

L'esame metallografico ha confermato la rimozione dello strato di anodizzazione sulla superficie interna del case. Tuttavia, non sono stati evidenziati fenomeni di natura corrosiva od altre anomalie superficiali. Tali evidenze evidenziano come la rimozione sia da imputare all'impatto al suolo del servocomando.

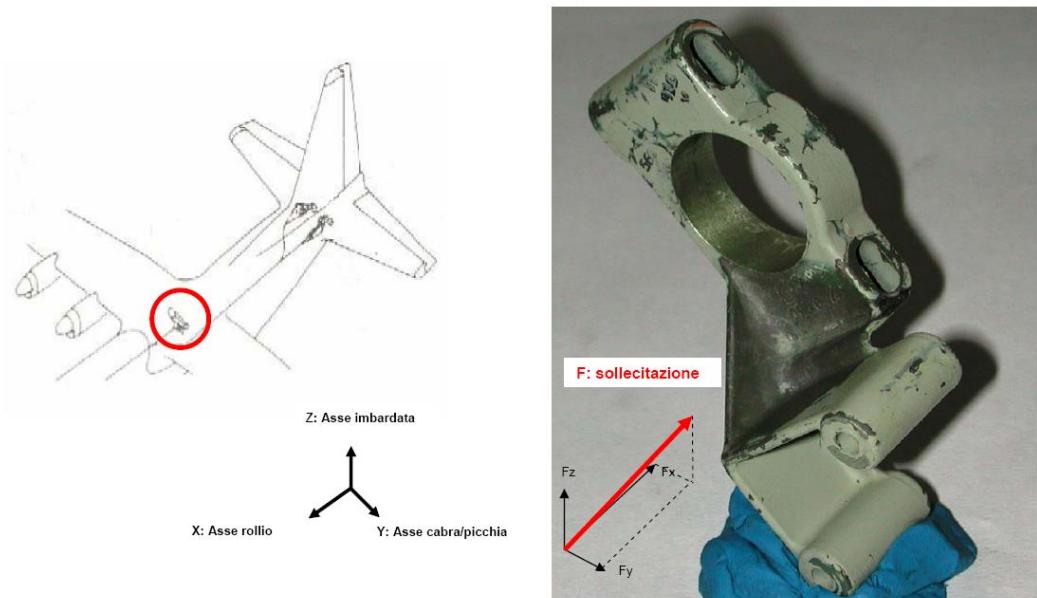


Figura 16– Sollecitazione che ha prodotto la rottura del particolare

Centro Sperimentale Volo – Reparto Chimico – Gruppo Materiali Strutturali

6. Conclusioni

Il bracket booster assembly pervenuto risulta costituito da acciaio AISI 304 (17 4 PH) in accordo a quanto indicato dal Service Bulletin 82-686 emesso da Lockheed-Martin a Luglio del 2002.
Le superfici di rottura esaminate hanno aspetto coerente e riconducibile ad un unico fenomeno di sovraccarico.

Il supplemento di indagine effettuato sul martinetto del servocomando degli alettoni (ailerons) ha evidenziato che la rimozione dello strato anodizzato sulla superficie dei case non è da imputare alla presenza di fenomeni di natura corrosiva.

Il Relatore

Visto:

Il Program Manager

Il Capo Reparto