

RELAZIONE D'INCHIESTA

**INCIDENTE OCCORSO ALL'AEROMOBILE
Pilatus PC-6 B2-H2, marche F-GLTP
località Massa Cinquale (MS)
15 agosto 2002**

**AGENZIA NAZIONALE
PER LA SICUREZZA DEL VOLO**

www.ansv.it

e-mail: safety.info@ansv.it

INDICE

INDICE	I
OBIETTIVO DELL'INCHIESTA TECNICA	II
PREMESSA	IV
CAPITOLO I – INFORMAZIONI SUI FATTI	1
1. GENERALITA'	1
1.1. STORIA DEL VOLO	1
1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE	2
1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE	2
1.4. ALTRI DANNI	3
1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE	3
1.5.1. Equipaggio di condotta	3
1.5.2. Esperienza di volo	4
1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE	4
1.6.1. Dati tecnici	5
1.6.2. Dati amministrativi	5
1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE	6
1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE	6
1.9. COMUNICAZIONI	6
1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO	6
1.11. REGISTRATORI DI VOLO	6
1.12. ESAME DEL RELITTO	7
1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA	12
1.14. INCENDIO	12
1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA	12
1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE	12
1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI	15
1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI	15
1.19. TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI	16

CAPITOLO II - ANALISI.....	17
2. ANALISI	17
2.1. AMBIENTE	17
2.1.1. Condizioni meteorologiche.....	17
2.1.2. Assetto aeromobile	17
2.2. MACCHINA.....	17
2.2.1. Condizioni strutturali	17
2.2.2. Manutenzione e organizzazione gestionale	19
2.2.3. Configurazioni installative attacchi del tronco di controventatura	19
2.3. UOMO	20
2.3.1. Titoli aeronautici e qualifiche.....	20
2.3.2. Condizioni fisiche.....	20
2.4. DINAMICA DELL'INCIDENTE.....	21
CAPITOLO III - CONCLUSIONI	23
3.1. EVIDENZE.....	23
3.2. CAUSA.....	23
3.2.1. Fattori causali	24
CAPITOLO IV – RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA	25
4.1. RACCOMANDAZIONE ANSV- 27/191-02/1/A/06.....	25
ELENCO ALLEGATI	26

OBIETTIVO DELL'INCHIESTA TECNICA

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

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

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

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

“Le relazioni e i rapporti d'inchiesta e le raccomandazioni di sicurezza non riguardano in alcun caso la determinazione di colpe e responsabilità” (art. 12, comma 4, decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66), ma hanno il solo scopo di fornire insegnamenti idonei a prevenire futuri incidenti.

PREMESSA

L'incidente si è verificato il 15 agosto 2002 alle ore 13.45 UTC (15.45 ora locale) nelle vicinanze di Massa Cinquale, presso Massa Marina (MS), in località Poveromo, ed ha interessato un Pilatus PC-6 B2-H2, marche F-GLTP.

L'incidente è stato comunicato all'Agenzia dall'ENAC il giorno stesso.

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

L'investigatore incaricato ha effettuato il sopralluogo operativo il giorno stesso dell'evento.

CAPITOLO I

INFORMAZIONI SUI FATTI

1. GENERALITA'

L'incidente si è verificato nelle vicinanze di Massa Cinquale, presso Massa Marina (MS), in località Poveromo, in data 15 agosto 2002, immediatamente dopo aver completato la fase di lancio dei paracadutisti a bordo, missione per la quale era stato programmato il volo.

1.1. STORIA DEL VOLO

L'aeromobile F-GLTP, con a bordo il pilota e dieci paracadutisti, era decollato dall'aeroporto di Massa Cinquale (LILQ) alle 13.35 UTC (15.35 ora locale) del 15 agosto 2002, per un volo lancio paracadutisti previsto ad una quota di 11.000 piedi sulla verticale del campo.

Le condizioni meteorologiche erano caratterizzate da visibilità oltre 10 km e vento debole.

Si trattava del quarto ed ultimo volo della giornata dopo che i primi voli - tutti di durata compresa tra 20' e 23' - avevano già consentito il lancio di complessivi 26 paracadutisti.

Raggiunta la quota prevista, il pilota iniziava regolarmente la preparazione al lancio, come da comunicazioni terra-bordo-terra (T/B/T) intercorse in tale fase con l'ente di controllo del traffico aereo competente. Alle ore 13.44 UTC, completata la fase di lancio, il pilota, rimasto solo a bordo, impostava una virata di allontanamento dal gruppo dei paracadutisti in caduta libera, per poi effettuare la discesa ed atterrare.

Nel corso di tale manovra, l'aeromobile perdeva la semiala destra e, avvitandosi in senso orario come da video amatoriale acquisito, precipitava in mare a circa 50 metri dalla riva (freccia rossa in foto n. 1), determinando il decesso del pilota. La semiala persa in volo, fluttuando, cadeva al suolo a circa un chilometro dai resti dell'aereo.

Il recupero del relitto è stato eseguito ad opera dei Vigili del fuoco del Comando provinciale di Massa Carrara e del Comando della capitaneria di porto di Carrara.



Foto n. 1: relitto e zona di impatto.

1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE

<i>lesioni</i>	<i>equipaggio</i>	<i>passaggeri</i>	<i>altri</i>
mortali	1	-	-
gravi	-	-	-
lievi	-	-	-

1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE

A seguito del violento impatto frontale con la superficie marina, l'aeromobile è andato completamente distrutto. La semiala destra staccatasi inizialmente dall'aeromobile (foto n. 2) è invece risultata per lo più integra. Si evidenzia che, rispetto a quanto illustrato nella foto n. 2 ove appa-

re momentaneamente ricomposto ai soli fini investigativi, il tronco di controventatura (freccia rossa) era comunque separato dalla struttura alare in corrispondenza del rispettivo attacco.



Foto n. 2: semiala destra, vista lato inferiore.

1.4. ALTRI DANNI

L'impatto dell'aeromobile con la superficie marina non ha recato danni a terzi in superficie.

1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE

1.5.1. Equipaggio di condotta

Pilota ai comandi:	maschio, nazionalità italiana, età 35 anni.
Titoli aeronautici:	licenza di pilota privato di velivolo, in corso di validità.
Abilitazioni:	lancio paracadutisti, volo strumentale e volo acrobatico.
Controllo medico:	in corso di validità.

1.5.2. Esperienza di volo

Ore di volo totali (al 14 agosto 2002):	1857h 29'.
Ore di volo totali lancio para (al 14 agosto 2002):	1280h 16'.
Ore di volo totali su PC6 (al 14 agosto 2002):	761h 29'.
Ore di volo negli ultimi 180 gg:	157h 37'.
Ore di volo negli ultimi 90 gg:	146h17'.
Ore di volo negli ultimi 30 gg:	41h 29'.

1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE

Il PC-6 Turbo Porter B2-H2 (foto n. 3) è un aeromobile di costruzione svizzera prodotto dalla Pilatus.



Foto n. 3: un Pilatus PC-6 B2-H2 simile a quello incidentato.

1.6.1. Dati tecnici

Peso massimo al decollo:	2200 kg.
Peso a vuoto:	1358 kg.
Motore:	turbomotore Pratt & Whitney PT6A-27; S/N PCE 40 420.
Elica:	Hartzell tipo HC-B3TN-3D/T10178C; S/N BUA 20350.
Potenza:	680 hp.
Velocità massima (v_{ne}):	280 km/h.
Velocità di crociera(v_{no}):	220 km/h.
Velocità di manovra:	197 km/h.

1.6.2. Dati amministrativi

Numero di costruzione:	691.
Anno di costruzione:	1969.
Marche di immatricolazione:	F-GLTP.
Certificato di immatricolazione:	n. B22626 emesso nel 1995.
Certificato di navigabilità:	n. IM023.
Proprietario:	EUROPLANE SARL (Francia).
Ultima ispezione 100 h/annuale:	29 agosto 2001.

Ore di funzionamento (dedotte dal rapporto di lavoro dell'ultimo intervento manutentivo, integrato dalle ore deducibili dal libretto del pilota, nell'ipotesi che ne sia stato l'unico utilizzatore):

- motore
 - totali: 16324h;
 - da ultima revisione: 4840h.
- cellula
 - totali: 8888h;
 - da ultima revisione: 303h;
 - da ultima ispezione 100h: 149h.

1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE

In assenza di specifici bollettini meteorologici, le testimonianze acquisite hanno consentito di definire le condizioni meteorologiche locali come caratterizzate da visibilità oltre i 10 km e vento debole. Tale situazione appariva stabile rispetto a quanto osservato nel corso delle ore precedenti, durante le quali il pilota aveva effettuato con esito positivo tre precedenti voli, sempre di lancio paracadutisti.

1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE

Non pertinente (n.p.).

1.9. COMUNICAZIONI

Le comunicazioni radio intercorse con l'ente di controllo del traffico aereo competente sono state regolari e, sino al momento dell'incidente, non è stato fatto alcun cenno, da parte del pilota, a condizioni di avaria, malfunzionamenti o situazioni di emergenza.

Analogamente, tutte le testimonianze dei paracadutisti a bordo risultano concordi nel dichiarare che l'ambiente, nell'aeromobile, era sempre stato sereno fino all'ultimo lancio effettuato, senza percezione di alcuna anomalia.

1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO

Località:	Massa Cinquale.
Coordinate geografiche:	43° 59' 7" N; 10° 8' 35" E.
Elevazione (m):	4 slm.
Pista:	QFU 05/23.
Dimensione pista (m):	720 x 50.
Superficie:	erbosa.
Tipo di traffico consentito:	VFR.

1.11. REGISTRATORI DI VOLO

Per la categoria dell'aeromobile in questione non è prevista l'installazione di registratori di volo.

1.12. ESAME DEL RELITTO

L'aeromobile, ad eccezione della semiala destra separatasi in volo e planata in mare, è andato completamente distrutto nell'impatto con la superficie del mare stesso.

L'abitacolo risultava praticamente inesistente (foto n. 4) ed il gruppo motopropulsore presentava evidenti segni di urto (foto n. 5), in accordo con un assetto picchiato dell'aeromobile all'impatto. I danneggiamenti riportati dal motore indicano che lo stesso era funzionante al momento dell'impatto con l'acqua.

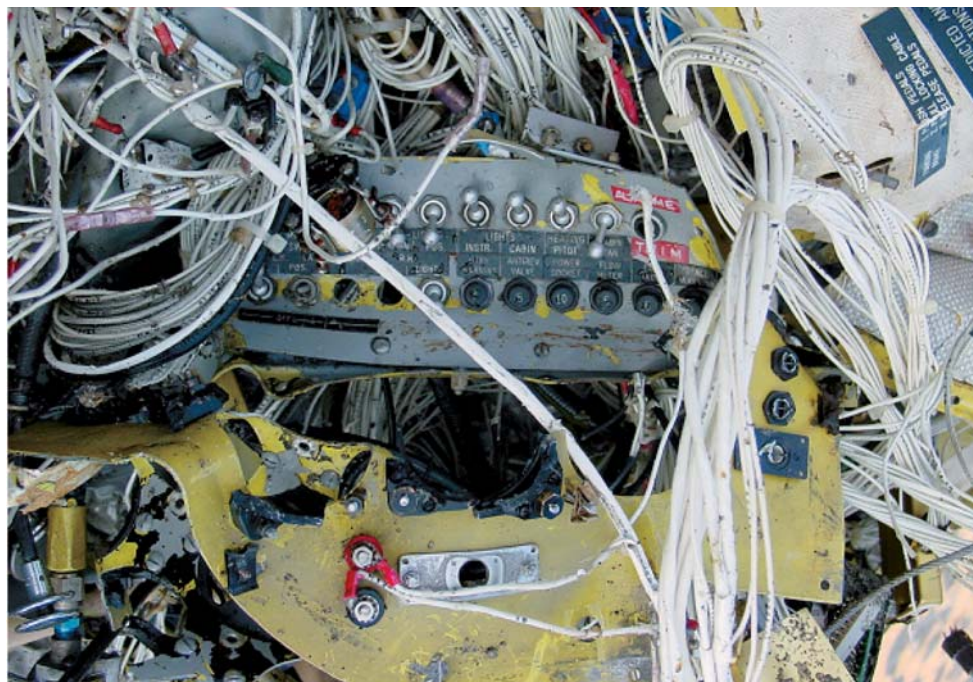


Foto n. 4: reperti della cabina di pilotaggio.

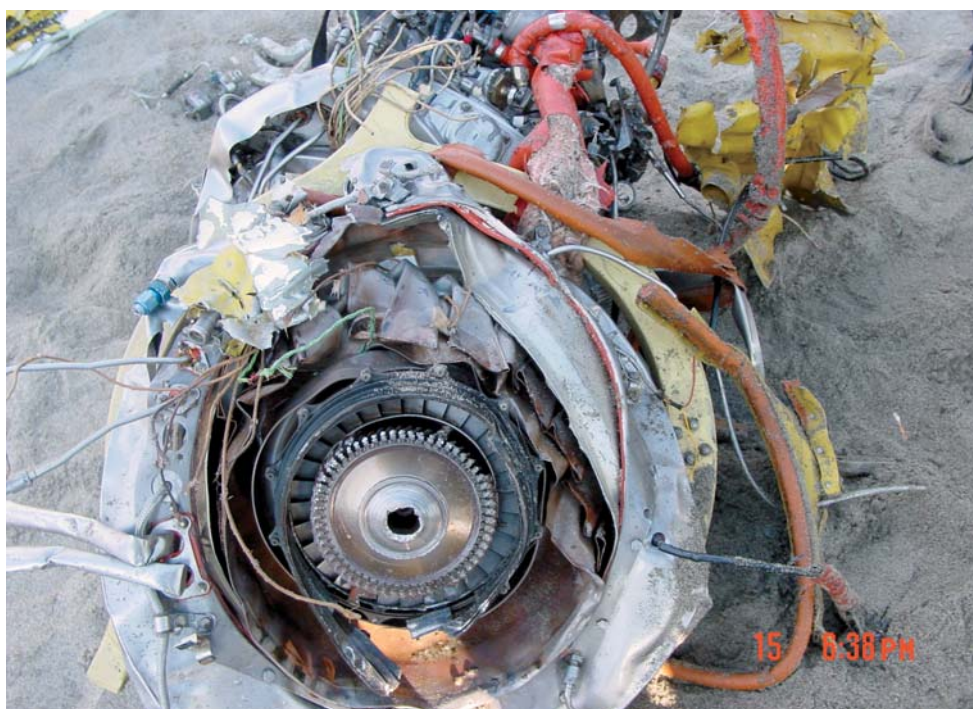


Foto n. 5: motore.

La dinamica dell'evento ha portato a focalizzare l'attenzione sulla semiala destra; tale complessivo presentava la deformazione del flap coerente con una retroflessione dell'ala contro la cellula, imperniata sull'attacco posteriore dell'ala stessa (freccia blu in foto n. 2 e particolare in foto n. 6). In particolare, l'attacco sub-alare risultava rotto in corrispondenza del foro di alloggiamento del cuscinetto (foto n. 7), rappresentante il punto di vincolo con l'attacco relativo alla controventatura. I risultati delle indagini effettuate sul suddetto complessivo sono riportate in dettaglio al successivo paragrafo 1.16.



Foto n. 6: attacco alare flap destro.



Foto n. 7: rottura attacco sub-alare destro.

Anche sul tronco di controventatura si è riscontrata la presenza di tre rotture principali (frecche bianche in foto n. 8), tutte di tipo statico ed avvenute per sovraccarico associato ad un fenomeno di flesso-torsione.

Due di queste erano a carico della sezione destra, ed in particolare:

- in corrispondenza della zona di vincolo inferiore con il fascione ventrale di collegamento alla controventatura della semiala destra (foto n. 9);
- in corrispondenza della porzione centrale della controventatura.

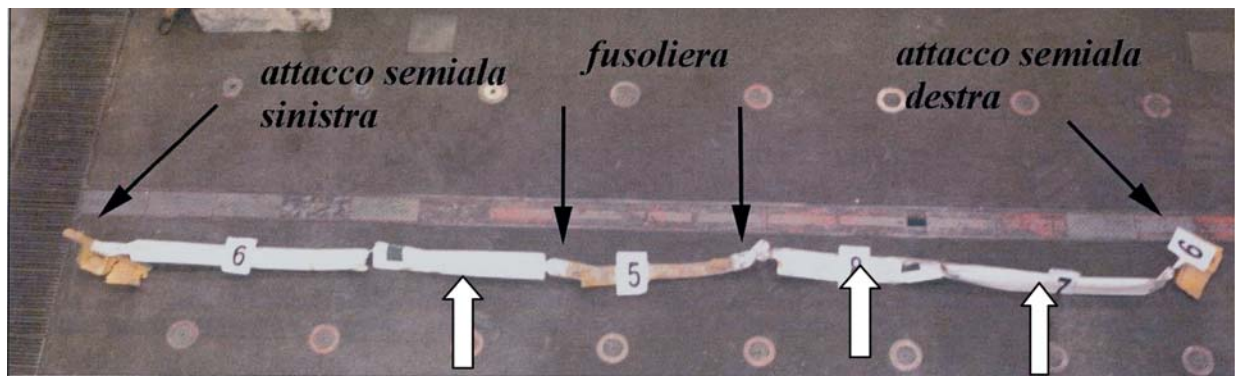


Foto n. 8: tronco di controventatura.

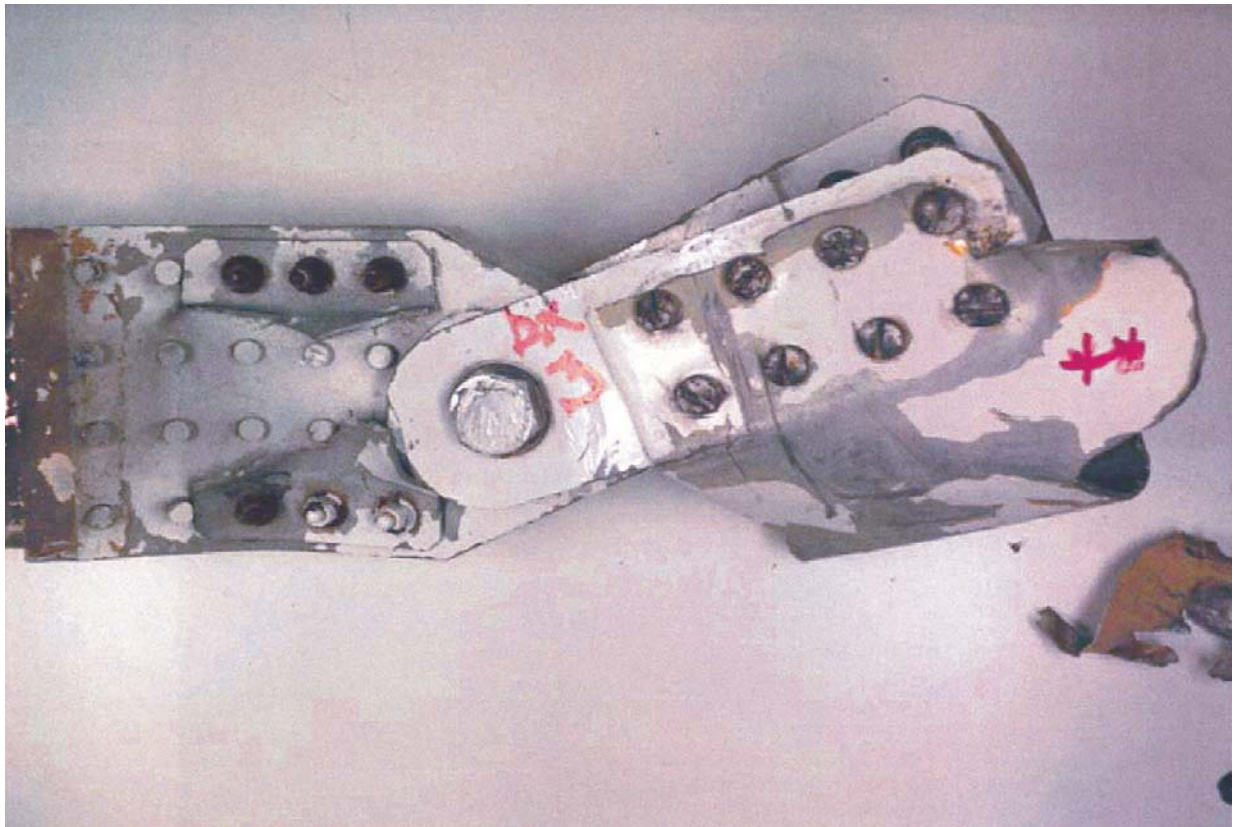


Foto n. 9: tronco di controventatura lato vincolo inferiore destro fusoliera.

La terza ha interessato invece la sezione sinistra, ancora in corrispondenza della porzione centrale. A tali rotture si aggiungeva, nella sezione destra, una condizione di flessione della controventatura in posizione adiacente alla zona di vincolo superiore (foto n. 10), relativa all'attacco sub-alare.

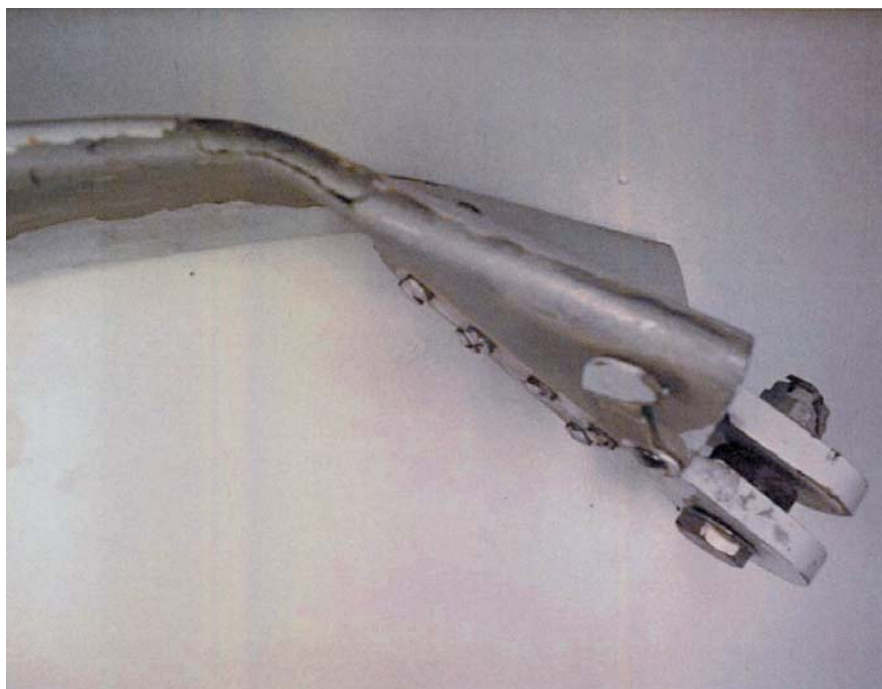


Foto n. 10: tronco di controventatura lato attacco sub-alare destro.

L'osservazione delle zone di vincolo ha evidenziato, inoltre, una configurazione installativa differente per le due sezioni del troncone di controventatura. In particolare:

- sulla sezione destra, entrambi gli attacchi (inferiore, lato fusoliera; superiore, lato semiala destra) risultavano costituiti da due file parallele di 4 viti ciascuna, non passanti attraverso le solette degli attacchi (foto n. 11);
- sulla sezione sinistra, entrambi gli attacchi risultavano costituiti da due file parallele, ciascuna di 5 bulloni passanti attraverso le solette degli attacchi. In tal caso, però, mentre nella zona di vincolo sub-alare i distanziali erano ricavati per lavorazione meccanica (foto n. 12A), in quella di vincolo alla fusoliera i distanziali erano costituiti da boccole addizionali (foto n. 12B).

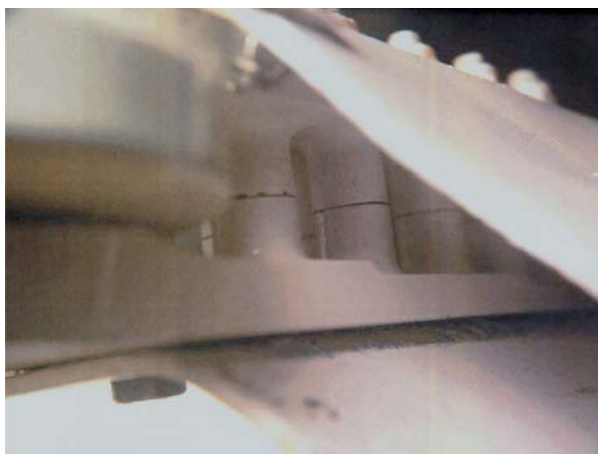
Le due configurazioni rilevate sulla sezione sinistra del tronco di controventatura erano rispettivamente conformi a quelle riportate nei disegni installativi Pilatus del 30.3.1996 (Allegato A) e dell'1.7.1992 (Allegato B) e garantiscono entrambe una condizione di equidistanza e di parallelismo tra le due solette dell'attacco.

La configurazione osservata sulla sezione destra è invece relativa alla versione originale (Allegato C), che sembrerebbe non garantire parimenti una condizione di ottimale equidistanza

e parallelismo, come risulta dal danneggiamento dei dadi a causa dell'interferenza reciproca associata alla piegatura della controventatura (foto n. 13).



Foto n. 11: configurazione installativa del tronco di controventatura lato attacco sub-alare destro.



A



B

Foto n. 12: configurazione installativa del tronco di controventatura, lato attacco sub-alare sinistro (A) e lato fusoliera (B).

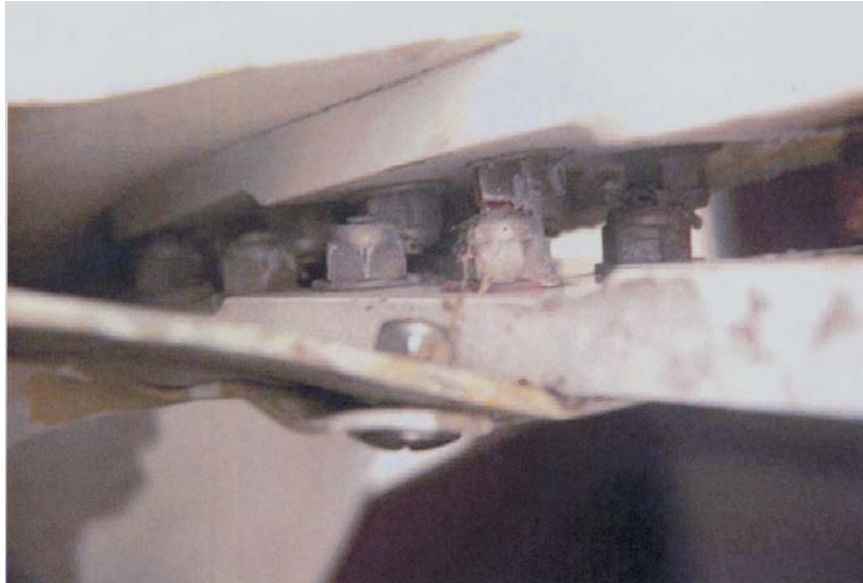


Foto n. 13: interferenza reciproca dei dadi nella originaria configurazione installativa degli attacchi del tronco di controventatura.

1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA

Gli esami autoptici hanno consentito di stabilire che l'immediato decesso del pilota è avvenuto a seguito delle gravi lesioni politraumatiche associate all'impatto dell'aeromobile contro la superficie del mare.

Gli accertamenti chimico-tossicologici hanno consentito di escludere la presenza di sostanze che possano aver determinato uno stato di alterazione psico-fisica, la quale abbia pregiudicato temporaneamente le capacità del pilota.

1.14. INCENDIO

N.p.

1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA

N.p.

1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE

La rottura osservata in corrispondenza dell'attacco sub-alare destro è stato oggetto di più approfondite indagini frattografiche, al fine di individuarne la natura e le eventuali cause. Le analisi, di cui di seguito si riportano le considerazioni ritenute di principale interesse, sono state

condotte presso i laboratori di Alenia Aeronautica di Torino alla presenza del personale investigativo dell' Agenzia nazionale per la sicurezza del volo.

La rottura ha interessato entrambe le sezioni di materiale intorno al foro e presentava pertanto due distinte superfici di frattura (posizione 1 e 2 in foto n. 14). Su entrambe si è rilevata la presenza di due aree morfologicamente distinte:

- aree A, di aspetto piano ed a grana fine e lucente (tipico delle rotture progressive), che si dipartivano dalla superficie inferiore dell' attacco;
- aree B, a colorazione più scura e grana grossolana (tipica delle rotture per sovraccarico), che occupavano la restante porzione della superficie di frattura.

In termini di rapporto tra tali aree si è evidenziato però una notevole differenza fra le due posizioni; in effetti, l' analisi di immagine (foto n. 15) evidenziava che l' area A occupava il 18% della superficie di rottura in “posizione 1” e ben il 78% di quella in “posizione 2”.

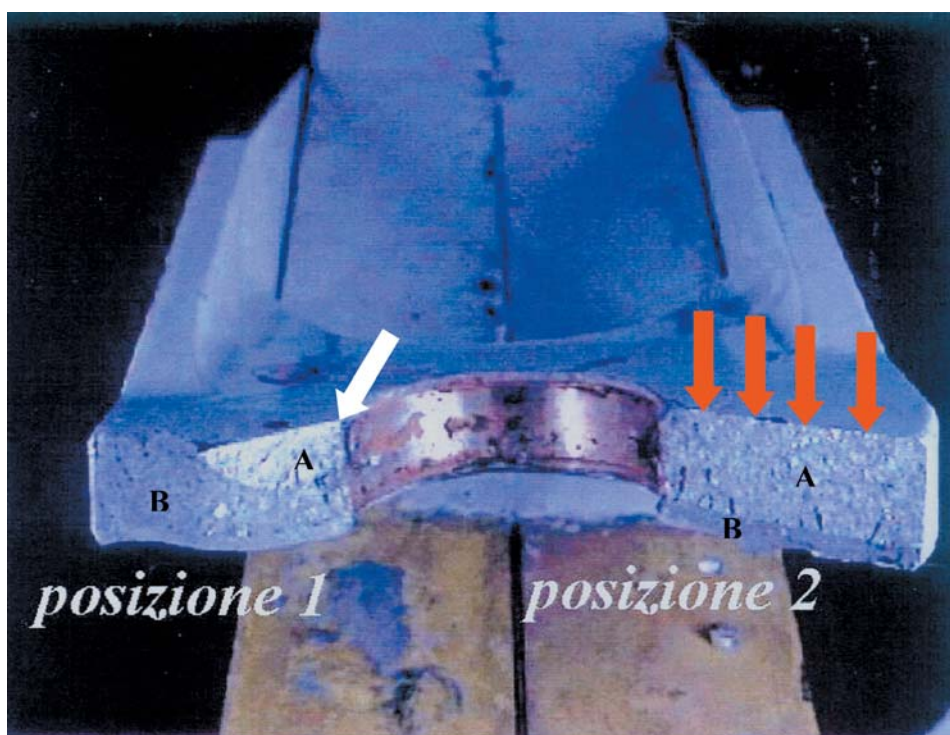
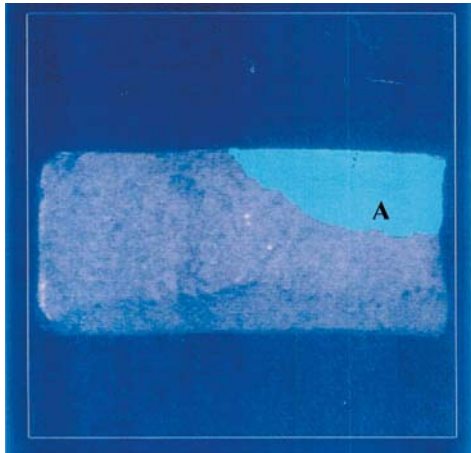


Foto n. 14: superfici di rottura in corrispondenza dell'attacco sub-alare destro.

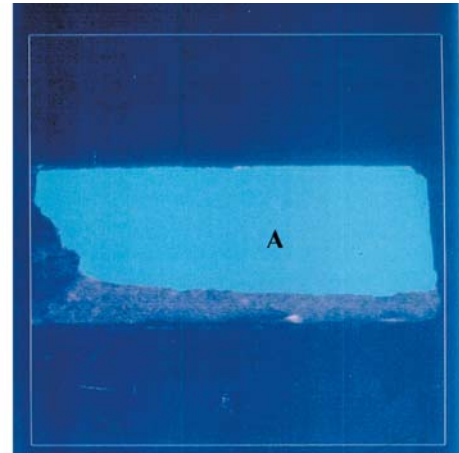
L'osservazione a più alti ingrandimenti delle aree A condotta al microscopio elettronico a scansione (SEM) ha evidenziato la presenza di striature e linee di arresto caratteristiche di un fenomeno di propagazione ciclica a fatica (foto n. 16).

Sebbene il meccanismo di propagazione fosse il medesimo per entrambe le posizioni, si è rilevata un' importante differenza per quanto riguarda la localizzazione dell' innesco. Infatti, mentre per la “posizione 1” l' innesco risultava unico e localizzato sullo spigolo del foro di alloggiamen-

to del cuscinetto (freccia bianca in foto n. 14), per la “*posizione 2*” l’innesco era multiplo, localizzato, cioè, su più punti della superficie inferiore (freccie rosse in foto n. 14).



Posizione 1



Posizione 2

Foto n. 15: analisi d’immagine delle due superfici di rottura.

In corrispondenza del bordo del foro del cuscinetto si sono evidenziate, inoltre, le seguenti indicazioni di danneggiamento (foto n. 17).

- Superficie superiore: una ricalcatura del materiale, associabile, con ogni probabilità, ad una condizione di interferenza con la soletta dell’attacco relativo alla controventatura.
- Superficie inferiore: un’indicazione circonferenziale riconducibile, con ogni probabilità, alla rottura dell’area di vincolo del cuscinetto.

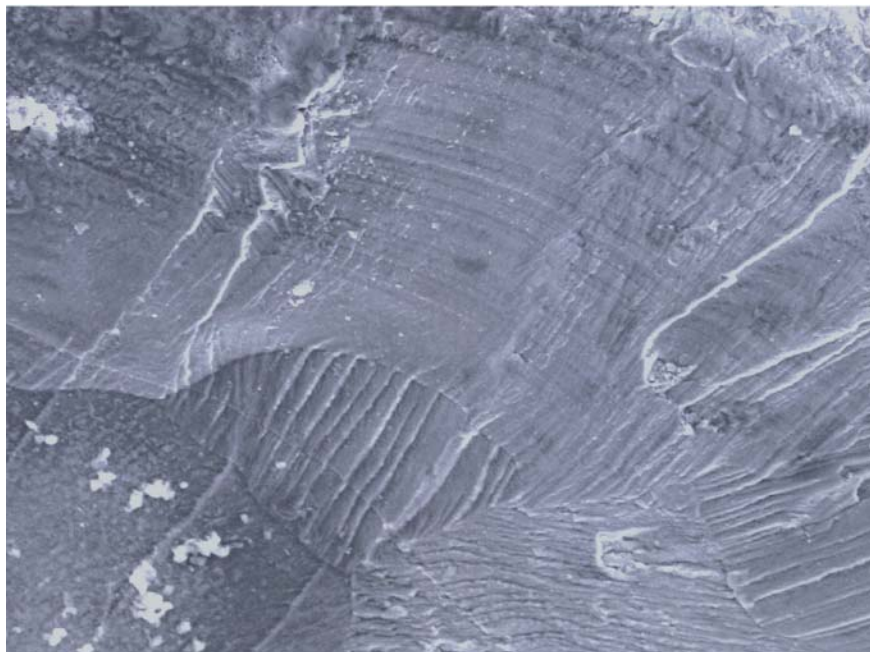


Foto n. 16: osservazione SEM area A.

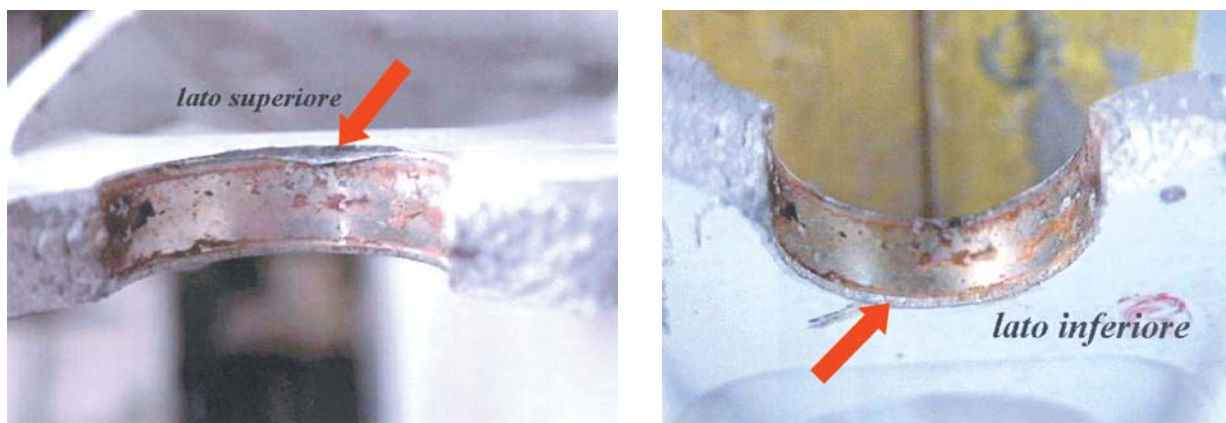


Foto n. 17: danneggiamenti sui bordi del foro di alloggiamento del cuscinetto.

Il cuscinetto installativamente alloggiato in corrispondenza del citato foro è stato poi reperito in corrispondenza dell'attacco inferiore della controventatura destra e risultava aver perso la possibilità di rotazione. Tale condizione è stata associata alla presenza di fenomeni corrosivi sviluppatasi nella zona di contatto fra il cuscinetto e la relativa sede di alloggiamento.

Le analisi chimiche condotte sull'attacco sub-alare destro hanno stabilito che il componente era costituito da una lega leggera a base alluminio del tipo AA2124, nello stato di trattamento termico T851, la cui superficie, priva di anodizzazione e *primer*, presentava la sola protezione offerta dalla "pittura a finire" a base poliuretanica.

1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI

L'aeromobile incidentato veniva reso disponibile dal proprietario/esercente, attraverso contratti di noleggio, per l'espletamento dell'attività di lancio paracadutisti.

1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI

Nel corso del sopralluogo effettuato successivamente su altro aeromobile dello stesso tipo Pilatus PC-6 B2-H2, si è evidenziata analogha condizione installativa per quanto concerne il troncone di controventatura. Anche in tal caso, il lato destro è risultato assemblato tanto alla semiala quanto alla fusoliera con attacchi versione originale (cosiddetta "prima versione" - foto n. 18), mentre il lato sinistro presentava su entrambi gli attacchi la soluzione installativa prevista dalla modifica introdotta nel 1992.



Foto n. 18: soluzioni installative del tronco di controventatura su altro Pilatus PC6 B2-H2

1.19. TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI

N.p.

CAPITOLO II

ANALISI

2. ANALISI

Di seguito vengono analizzati gli elementi oggettivi raccolti nel corso delle indagini, unitamente alle parziali deduzioni già formulate nel capitolo precedente.

L'analisi dei suddetti elementi viene effettuata nell'ambito delle tre componenti fondamentali che caratterizzano le operazioni di volo, ossia: ambiente, macchina, uomo.

2.1. AMBIENTE

2.1.1. Condizioni meteorologiche

Le condizioni meteorologiche erano idonee al tipo di volo intrapreso e non hanno presentato elementi di criticità.

2.1.2. Assetto aeromobile

Sebbene la superficie marina di impatto non consenta, in genere, di dedurre informazioni particolarmente rilevanti ai fini delle indagini in termini di assetto finale dell'aeromobile, in questa circostanza le numerose dichiarazioni testimoniali acquisite e l'evidenza del separato ritrovamento della semiala destra convergono nel non fare emergere dubbi sull'avvenuta separazione in volo di tale elemento strutturale, giustificando così l'avvenuta precipitazione in assetto picchiato dell'aeromobile.

2.2. MACCHINA

2.2.1. Condizioni strutturali

Le indagini effettuate hanno consentito di stabilire che la separazione in volo della semiala destra è avvenuto a seguito del cedimento strutturale dell'attacco sub-alare del tronco di controventatura. Sebbene il cedimento finale sia stato istantaneo, il meccanismo di rottura in atto che ha portato a tale evento è stato di tipo progressivo, caratteristico di un fenomeno di avanzamento a fatica generatosi in corrispondenza del foro di alloggiamento del cuscinetto.

Le sollecitazioni tensionali massime agenti sul componente in condizioni di peso massimo al decollo e con serbatoi alari vuoti sono, da progetto, pari a 81kN; considerata la sezione in quel punto pari a 636 mm², tali sollecitazioni sviluppano un carico massimo di 127 MPa (Eq. 1). Tale valore, pur non tenendo conto degli effetti di concentrazione delle sollecitazioni dovuti alla presenza del foro che ne farebbero aumentare l'entità effettiva, rappresenta il limite della resistenza a fatica per la lega di alluminio AA2124-T851 di cui è costituito l'attacco (*fatigue strength*: 125 MPa).

$$\text{Eq.1: } \sigma_{\max} = \frac{81\text{kN}}{636\text{mm}^2} = 127\text{MPa}$$

Considerato il carico di rottura per il materiale costituente (UTS: 455 MPa) e la sezione resistente al momento della rottura finale, pari a 305 mm² (Eq. 2), la sollecitazione tensionale nominale agente al cedimento è di 139 kN (Eq. 3).

$$\text{Eq.2: } S_{\text{res}} = [1-(0.18+0.78)/2] \times 636 = 305\text{mm}^2$$

$$\text{Eq.3: } F_{\text{ced}} = 455\text{MPa} * 305\text{mm}^2 = 139\text{kN}$$

Tale valore è solo apparentemente superiore rispetto a quanto previsto da progetto come sollecitazione massima in esercizio. In effetti, la sollecitazione, che localmente, cioè all'apice della crenatura, ha raggiunto il valore indicato, sarà stata ovviamente amplificata dal consistente effetto di concentrazione dato dalla presenza di tale danneggiamento. Sia pure considerate le caratteristiche di duttilità del materiale in argomento, stimando in almeno 3 il valore di tale fattore di concentrazione, la sollecitazione di esercizio risulterebbe pari a 46kN, molto al di sotto della soglia massima di progetto.

A conferma dell'ipotesi che i carichi agenti sull'attacco non siano stati particolarmente elevati rispetto alle caratteristiche progettuali del componente, oltre alla dimensione stessa del danneggiamento progressivo riscontrato, vi è la natura multi-innesco della fatica osservata sulla sezione a maggiore sviluppo di fatica. A tal proposito si è rilevata l'anomalia di tale origine, posta su più punti della superficie inferiore e che avrebbe piuttosto dovuto essere posizionata, anche per tale sezione, in corrispondenza del foro di alloggiamento del cuscinetto. A spiegazione di tale anomalia, un significativo fattore contributivo potrebbe essere individuato nell'assenza del trattamento di anodizzazione e del *primer* (pittura di fondo) riscontrata su tale componente.

2.2.2. Manutenzione e organizzazione gestionale

Al momento dell'incidente, l'aeromobile aveva accumulato circa 49 ore di volo oltre il limite previsto per l'ispezione delle 100 ore. Tale calcolo, basato esclusivamente sui conteggi effettuati in base al libretto di volo del pilota, è da ritenersi come indicativo del valore minimo dell'attività di volo realmente condotta sull'aeromobile, nell'ipotesi che il pilota sia stato il solo a volare su tale mezzo, a partire dall'ultima ispezione delle 100h (agosto 2001).

In particolare, stando alla documentazione acquisita, l'aeromobile avrebbe dovuto essere sottoposto ad ulteriore ispezione delle 100 ore a partire dal 16 giugno 2002.

Ad un'organizzazione del sistema di gestione del servizio di aviolancio, come precedentemente indicata nel paragrafo 1.17, non ha fatto riscontro un'adeguata efficienza del sistema di gestione dell'attività manutentiva.

La mancata ispezione, che di per sé avrebbe pertanto già reso non navigabile l'aeromobile alla data dell'incidente, risulta ancor più pertinente in considerazione della natura del problema che ne ha causato l'evento catastrofico.

In effetti, sebbene non sia possibile calcolare né stimare il tempo intercorso nella fase di propagazione della crinatura di fatica, tenuto conto della notevole dimensione del danneggiamento in atto al momento del cedimento finale, è molto probabile ritenere che un controllo visivo della parte eseguito nel giugno 2002 avrebbe consentito di evidenziarne la presenza ed intraprendere le opportune azioni correttive. Fra l'altro, il Service Bulletin (SB) n. 93, emesso dalla Pilatus nel 1969, suggerisce un controllo visivo per corrosione della parte interessata con frequenza 50 ore di volo; a tale stato di cose si contrappone un'interpretazione meno rigorosa da parte della ditta costruttrice, che, sulla base dell'esperienza acquisita nel corso degli anni, ritiene attualmente adeguato includere il controllo previsto dal SB n. 93 nell'ispezione delle 100 ore.

Sulla base delle medesime considerazioni che portano a ritenere altamente probabile il rilevamento del danneggiamento durante il controllo previsto, si ritiene, invece, che esso fosse stato difficilmente osservabile nel corso della precedente ispezione visiva delle 100 ore (agosto 2001), durante la quale il controllo previsto dal citato SB era stato peraltro applicato.

2.2.3. Configurazioni installative attacchi del tronco di controventatura

L'introduzione delle due successive configurazioni introdotte a partire dal 1992 si è resa necessaria per il Pilatus PC-6 nella versione H4, il cui peso a vuoto massimo consentito è di 2800 kg, anziché 2200 kg, come nella versione H2. La configurazione installativa originaria è invece ancora applicabile sulla versione H2.

Sulla base della documentazione disponibile si ritiene pertanto che, come peraltro confermato dalla stessa casa produttrice, la configurazione presente sull'aeromobile oggetto dell'investigazione (di tipo 2 e 3 per gli attacchi rispettivamente inferiore e superiore del lato sinistro e di tipo 1 per entrambi gli attacchi del lato destro) sia da considerare, sebbene inusuale, accettabile. A conferma di ciò, si è rilevato che un'analogha configurazione è stata anche riscontrata su altro aeromobile in manutenzione presso un centro certificato.

Pur tuttavia, il fatto che il cedimento strutturale si sia sviluppato proprio in corrispondenza dell'attacco sub-alare di prima generazione, non è da considerare casuale per almeno due ordini di motivi:

- perché intrinsecamente meno resistente rispetto alle successive modifiche;
- perché più facilmente soggetto a problemi di disallineamento, in grado di causare una distribuzione anomala dei carichi.

In particolare, questo secondo elemento risulterebbe in accordo tanto con l'evidenza di effettivo disallineamento degli organi di collegamento riscontrata a carico dell'attacco sub-alare destro, quanto con la considerevole disparità osservata fra le due aree di propagazione a fatica rispetto alla condizione di simmetria del foro.

Infine, si evidenzia che la configurazione installativa adottata era particolarmente sfavorevole per la semiala destra, poiché, dato l'impiego per il quale il mezzo veniva utilizzato, è proprio su tale parte del tronco di controventatura che i paracadutisti si appoggiano normalmente in fase di lancio, offrendo così un ulteriore contributo in termini di sollecitazioni trasmesse all'attacco.

2.3. UOMO

2.3.1. Titoli aeronautici e qualifiche

Il pilota era in possesso delle qualifiche professionali conformi ai requisiti applicabili per le operazioni di volo svolte.

L'analisi dell'attività volativa effettuata dal pilota ha consentito di valutarne positivamente l'esperienza specifica acquisita sull'aeromobile e sul tipo di attività.

2.3.2. Condizioni fisiche

Il pilota era in condizioni fisiche idonee per l'effettuazione dell'attività prevista ed è da escludere, sulla base delle evidenze riscontrate, che possa avere avuto un malore prima dell'evento.

2.4. DINAMICA DELL'INCIDENTE

Tutti gli elementi acquisiti concordano nel determinare che l'incidente si è verificato per la perdita della semiala destra, nel corso di una virata di allontanamento effettuata ad una quota di 11.000 piedi, a conclusione della fase di lancio paracadutisti. Tale evento ha causato la repentina perdita di controllo dell'aeromobile che, avvitando a destra, ha perso quota, impattando la superficie del mare, distruggendosi.

Non si dispone di elementi che consentano di valutare se l'aeromobile sia stato utilizzato al di fuori del suo normale inviluppo di volo. Pur nella convinzione che il cedimento finale non sia da porre in relazione con tale eventualità, non si può altrettanto escludere che un uso improprio dell'aeromobile stesso abbia potuto rappresentare una concausa nelle fasi di innesco e propagazione del danneggiamento.

CAPITOLO III

CONCLUSIONI

3.1. EVIDENZE

- Il pilota era in possesso della licenza e delle abilitazioni prescritte dalla normativa in vigore.
- Le condizioni meteorologiche erano idonee all'effettuazione del volo.
- La semiala destra dell'aeromobile si è separata in volo dallo stesso. Considerata la sezione resistente residua ed il fattore di concentrazione generato dal danneggiamento esistente, la sollecitazione tensionale agente sul particolare al momento dell'incidente non era particolarmente elevata.
- L'aeromobile non era stato sottoposto, intorno alla metà di giugno, al dovuto controllo periodico delle 100 ore.

3.2. CAUSA

L'incidente è avvenuto per perdita di controllo dell'aeromobile a seguito della separazione della semiala destra, dovuta al cedimento strutturale prodottosi in corrispondenza dell'attacco sub-alare del tronco di controventatura.

In particolare, alla luce di quanto evidenziato, si ritiene di poter stabilire che l'incidente sia stato provocato da un meccanismo di danneggiamento a fatica che, sviluppatosi senza essere rilevato fino a ridurre sensibilmente la sezione residua dell'attacco sub-alare destro del tronco di controventatura, ha improvvisamente portato al cedimento strutturale della semiala destra ed alla conseguente perdita di controllo dell'aeromobile, con conseguente impatto contro la superficie del mare.

3.2.1. Fattori causali

Si possono individuare diversi fattori causali concomitanti.

- *Omesso controllo delle 100 ore.* Oltre a comportare la sospensione dell'aeronavigabilità dell'aeromobile, questa mancanza tecnico-amministrativa non ha consentito di individuare la presenza del danneggiamento prima che assumesse le dimensioni che hanno determinato il distacco della semiala destra e, di conseguenza, l'incidente.
- *Carenti trattamenti superficiali.* La rilevata assenza del trattamento di anodizzazione e del *primer* a carico dell'attacco sub-alare destro può avere agevolato l'insorgere di danneggiamenti locali del citato attacco, favorendo così la nucleazione della fatica anche in zone lontano dal foro e quindi meno sollecitate dal punto di vista strutturale.
- *Configurazione installativa.* Pur consentita, la presenza di una configurazione installativa di "prima generazione" per quanto riguarda l'attacco della sezione destra del tronco controventatura, non garantendo un perfetto parallelismo fra le solette come le versioni successivamente introdotte ed installate su quello della sezione sinistra, può aver favorito l'insorgenza di sollecitazioni asimmetriche, e pertanto anomale, a carico di tale componente. Tale circostanza potrebbe essere considerata particolarmente sfavorevole, tenuto conto delle maggiori sollecitazioni che la semiala destra subisce per il particolare uso (aviolancio) cui l'aeromobile era destinato.

CAPITOLO IV

RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA

4.1. RACCOMANDAZIONE ANSV-27/191-02/1/A/06

Motivazione: l'incidente, prodottosi a causa del cedimento strutturale per lo sviluppo di un fenomeno di fatica a carico dell'attacco sub-alare destro del tronco di controventatura, si è verificato in una circostanza di anomala combinazione di diverse configurazioni installative del citato tronco di controventatura, tutte al momento consentite sul modello di aeromobile oggetto dell'evento. In particolare, il danneggiamento si è sviluppato a carico della configurazione installativa più datata e meno conservativa in termini di resistenza strutturale.

Destinatario: Ufficio federale dell'aviazione civile (UFAC) della Confederazione Svizzera.

Testo: considerare l'opportunità di richiedere la sostituzione di tutti gli attacchi sub-alari del tronco di controventatura nella versione originale attualmente in uso sugli aeromobili Pilatus PC-6 B2-H2 con una delle due successive versioni introdotte (1.7.1992, 30.3.1996). Tale modifica incrementerebbe la garanzia di parallelismo e allineamento fra gli organi di collegamento impiegati, riducendo così l'eventualità di anomala distribuzione delle sollecitazioni a carico degli attacchi ed aumentando di fatto il fattore di sicurezza su tale importante elemento strutturale.

ELENCO ALLEGATI

- Allegato A:** configurazione installativa attacco tronco di controventatura del 30.3.1996.
- Allegato B:** configurazione installativa attacco tronco di controventatura dell'1.7.1992.
- Allegato C:** configurazione installativa attacco tronco di controventatura originaria.

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

schema installativo

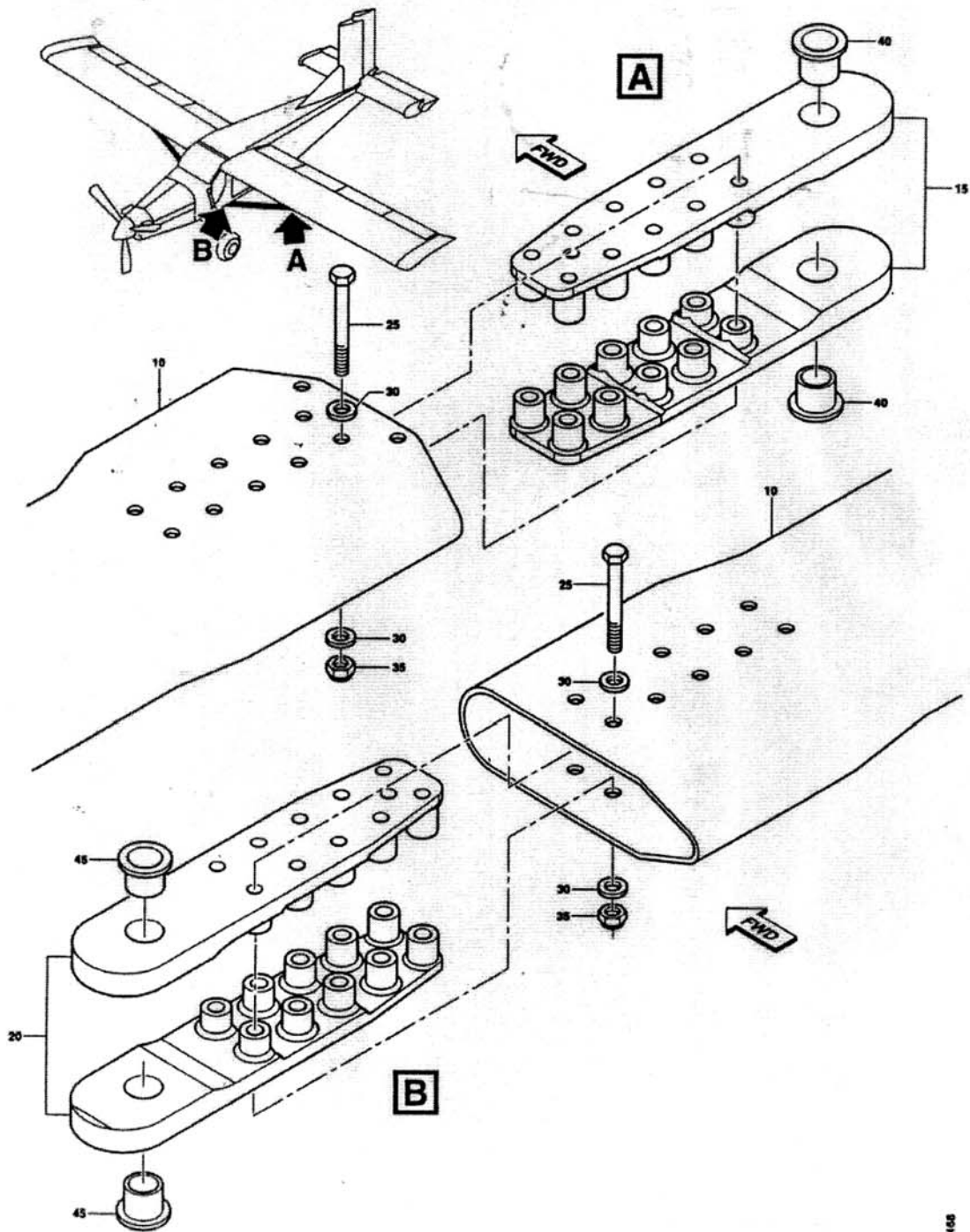


FIGURE 01
WING STRUT ASSEMBLY

57-21-12
PAGE 0
DATE 30.03.96
(A)

schema installativo

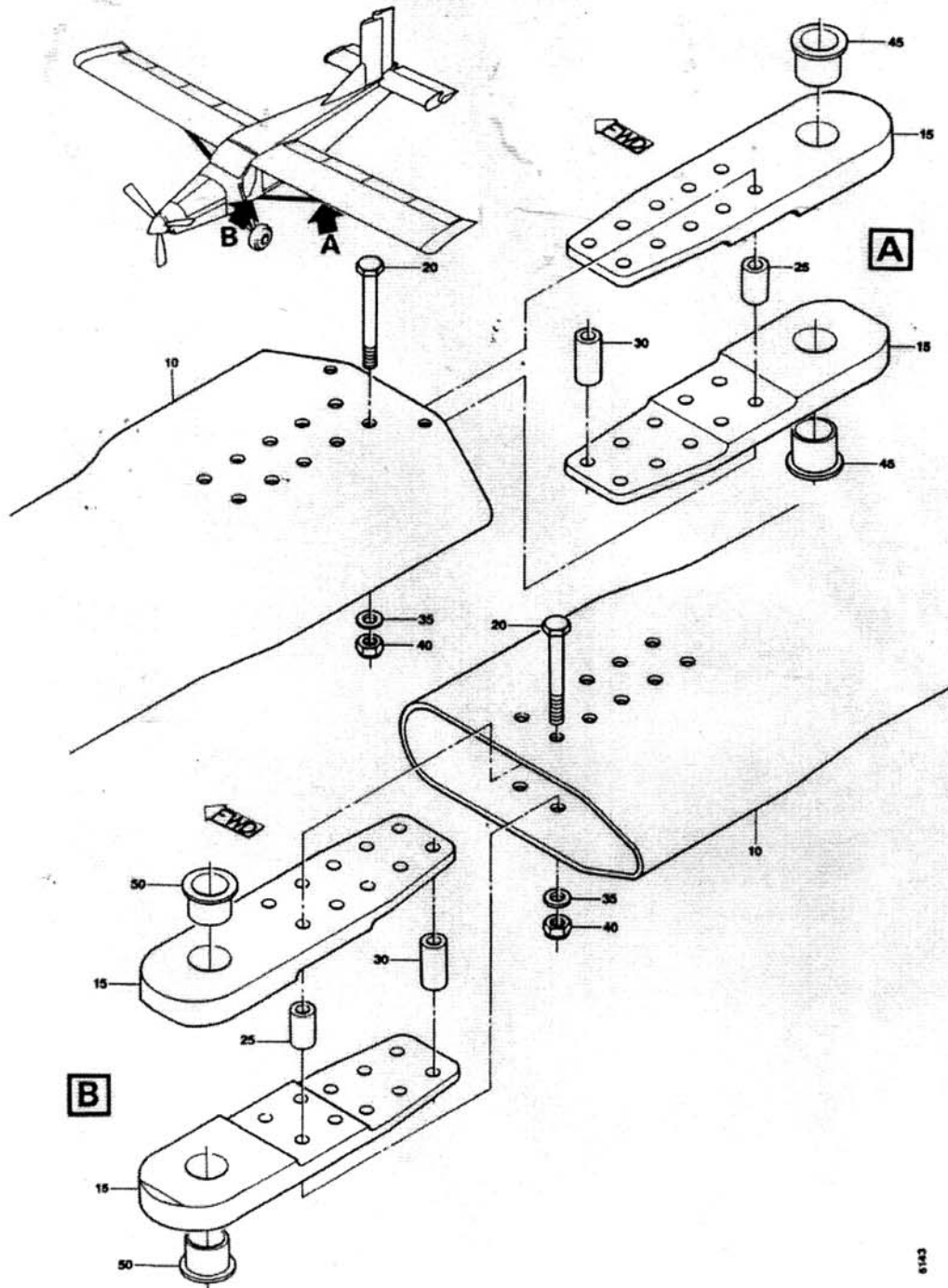


FIGURE 01
WING STRUT ASSEMBLY

57-21-12
PAGE 0
DATE 1.07.92
(-)

