



NN 6, n. 111

*Il Ministro
per i rapporti con il Parlamento*

Roma, 13 novembre 2024

Caro Presidente,

trasmetto la relazione d'inchiesta, di cui all'articolo 12 del decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66, predisposta dall'Agenzia nazionale per la sicurezza del volo, relativa all'incidente occorso all'aeromobile Pilatus PC-6/B2-H4 marche di identificazione I-HSKC, nei pressi dell'aeroporto di Ravenna, in data 14 maggio 2021.

Cordialmente,

Sen. Luca Ciriani

On. Lorenzo FONTANA
Presidente della Camera dei deputati
ROMA

RELAZIONE D'INCHIESTA

**INCIDENTE
occorso all'aeromobile
Pilatus PC-6/B2-H4 marche di identificazione I-HSKC,
nei pressi dell'aeroporto di Ravenna,
14 maggio 2021**

INDICE

OBIETTIVO DELL'INCHIESTA DI SICUREZZA	IV
GLOSSARIO.....	V
PREMESSA	VII
CAPITOLO I.....	1
INFORMAZIONI SUI FATTI.....	1
1. GENERALITÀ	1
1.1. STORIA DEL VOLO	1
1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE	2
1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE	2
1.4. ALTRI DANNI.....	2
1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE	2
1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE.....	3
1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE	17
1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE	18
1.9. COMUNICAZIONI.....	19
1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO.....	19
1.11. REGISTRATORI DI VOLO	20
1.12. INFORMAZIONI SUL RELITTO E SUL LUOGO DI IMPATTO.....	20
1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA	40
1.14. INCENDIO	40
1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA.....	40
1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE	40
1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI	41
1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI	42
1.19. TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI.....	66
CAPITOLO II.....	67
ANALISI	67
2. GENERALITÀ	67

2.1.	DINAMICA DELL'INCIDENTE	67
2.2.	FATTORE TECNICO	68
2.3.	FATTORE AMBIENTALE.....	73
2.3	FATTORE UMANO.....	73
2.4	FATTORE ORGANIZZATIVO.....	75
CAPITOLO III		77
CONCLUSIONI.....		77
3.	GENERALITÀ	77
3.1.	EVIDENZE	77
3.2.	CAUSE.....	79
CAPITOLO IV		80
RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA.....		80
4.	RACCOMANDAZIONI.....	80
4.1.	RACCOMANDAZIONE ANSV-12/216-21/1/A/24.....	80
4.2.	RACCOMANDAZIONE ANSV-13/216-21/2/A/24.....	81

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, 4 e 5 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).

GLOSSARIO

(A): Aeroplane.
AC: Advisory Circular
ACC: Area Control Centre o Area Control, Centro di controllo regionale o Controllo di regione.
AD: Airworthiness Directive, direttiva di aeronavigabilità.
AFM: Airplane Flight Manual.
AIP: Aeronautical Information Publication, Pubblicazione di informazioni aeronautiche.
AMM: Aircraft Maintenance Manual.
AMSL: Above Mean Sea Level, al di sopra del livello medio del mare.
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.
ATA: Air Transport Association.
ATC: Air Traffic Control, controllo del traffico aereo.
ATO: Approved Training Organization.
ATPL: Airline Transport Pilot Licence, licenza di pilota di linea.
ATS: Air Traffic Services, servizi del traffico aereo.
BKN: Broken, da 5 a 7 ottavi di nubi.
CAVOK: condizioni di visibilità, copertura nuvolosa e fenomeni del tempo presente migliori o al di sopra di soglie o condizioni determinate.
CG: centro di gravità.
CHECK LIST (scritto anche **CHECKLIST**): lista dei controlli.
CPL: Commercial Pilot Licence, licenza di pilota commerciale.
CRE: Class Rating Examiner, esaminatore per abilitazioni per classe.
CRI: Class Rating Instructor, istruttore per l'abilitazione per classe.
CS: Certificazione speciale.
CSO: capo sala operativo.
CTA: controllore del traffico aereo.
CTR: Control zone, Zona di controllo di avvicinamento.
CT SCAN: tomografia computerizzata.
CVR: Cockpit Voice Recorder, registratore delle comunicazioni, delle voci e dei rumori in cabina di pilotaggio.
EASA: European Union Aviation Safety Agency, Agenzia dell'Unione europea per la sicurezza aerea.
ELT: Emergency Locator Transmitter, apparato trasmittente per la localizzazione di emergenza.
ENAC: Ente nazionale per l'aviazione civile.
ENAV SPA: Società nazionale per l'assistenza al volo.
FEW: Few, da 1 a 2 ottavi di nubi.
FCL: Flight Crew Licensing o Flight Crew Licence.
FDR: Flight Data Recorder, registratore di dati di volo.
FHA: Functional Hazard Assessment.
FI: Flight Instructor, istruttore di volo.
FL: Flight Level, livello di volo.
FOCA: Federal Office of Civil Aviation (Confederazione Svizzera).
FT: Foot (piede), unità di misura, 1 ft = 0,3048 metri.
GPS: Global Positioning System, sistema di posizionamento globale.
GS: Ground Speed, velocità al suolo.
HPA: Hectopascal, unità di misura della pressione pari a circa un millesimo di atmosfera.
IAW: in accordance with (in accordo a).

IR: Instrument Rating, abilitazione al volo strumentale.
IRI: Instrument Rating Instructor.
KT: Knot (nodo), unità di misura, miglio nautico (1852 metri) per ora.
MAC: Mean Aerodynamic Chord.
ME: Multi Engine, plurimotore.
METAR: Aviation routine weather report, messaggio di osservazione meteorologica di routine.
MHZ: Megahertz.
MP: Multi Pilot, equipaggio di condotta con più piloti.
MTOM: Maximum Take Off Mass, massa massima al decollo.
NACA: National Advisory Committee for Aeronautics.
NCO: Non Commercial Operations, operazioni non commerciali.
NM: Nautical Miles, miglia nautiche (1 nm = 1852 metri).
NOTAM: Notice To Air Men, avvisi per il personale interessato alle operazioni di volo.
NTSB: National Transportation Safety Board, Autorità investigativa statunitense per la sicurezza dei trasporti.
OHM: Overhaul Manual.
PIC: Pilot in Command, pilota con le funzioni di comandante.
P/N: Part Number.
PTT: Push to talk.
RWY: Runway, pista.
SB: Service Bulletin.
SE: Single Engine, monomotore.
SEP: Single Engine Piston, abilitazione per pilotare aeromobili monomotore con motore alternativo.
SET: Single Engine Turbine, abilitazione per pilotare aeromobili monomotore a turbina.
SISI: Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza (vedi anche **STSB**).
S/N: Serial Number.
SP: Single Pilot, monopilota.
STSB: Swiss Transportation Safety Investigation Board, Autorità investigativa svizzera per la sicurezza dei trasporti.
TC: Type Certificate.
TCDS: Type Certificate Data Sheet, certificato di approvazione tipo.
THR: Threshold, soglia della pista.
TSB (Canada): Transportation Safety Board of Canada, Autorità investigativa canadese per la sicurezza dei trasporti.
TSO: Time Since Overhaul.
UTC: Universal Time Coordinated, orario universale coordinato.
USG (o US GAL): United States Gallon, gallone statunitense (1 US gal = 3,78 litri).
VDL: valid only with correction for defective distant vision.
VFR: Visual Flight Rules, regole del volo a vista.
VIS: visibilità.
VHF: Very High Frequency (from 30 to 300 MHz), altissima frequenza (da 30 a 300 MHz).
VMC: Visual Meteorological Conditions, condizioni meteorologiche di volo a vista.
VML: limitazione apposta sul certificato medico: l'interessato deve indossare lenti multifocali e portare un paio di occhiali di riserva.
VNE: Velocity Never Exceed, velocità da non superare mai.
VNL: limitazione apposta sul certificato medico: l'interessato deve disporre di occhiali correttivi per la visione da vicino e portare un paio di occhiali di riserva.
Vo: Maximum operating maneuvering speed.
VVF: Vigili del fuoco.

PREMESSA

L'incidente è occorso il giorno 14 maggio 2021, alle ore 09.32' UTC (11.32' locali), nei pressi dell'aeroporto di Ravenna, ed ha interessato l'aeromobile tipo Pilatus PC-6/B2-H4 marche di identificazione I-HSKC.

Nel corso di un volo addestrativo con due piloti a bordo, in fase di posizionamento nel braccio sottovento del circuito di atterraggio l'aeromobile precipitava al suolo e si incendiava. I piloti decedevano all'impatto.

L'ANSV è stata informata dell'incidente il giorno stesso ed ha effettuato il sopralluogo operativo nei giorni 14 e 15 maggio 2021.

L'ANSV ha provveduto ad inviare la notifica dell'evento in questione, in accordo alla normativa internazionale e UE in materia (Allegato 13 alla Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale, regolamento UE n. 996/2010), ai seguenti soggetti: SISI (Svizzera), NTSB (USA) e TSB Canada (Canada).

SISI e NTSB hanno provveduto ad accreditare un proprio rappresentante nell'inchiesta condotta dall'ANSV.

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

L'incidente è occorso il giorno 14 maggio 2021, alle ore 09.32' UTC a circa 1500 m a Sud della RWY dell'aeroporto di Ravenna ed ha interessato l'aeromobile tipo Pilatus PC-6/B2-H4 marche di identificazione I-HSKC impiegato in un volo con due piloti a bordo (pilota istruttore e pilota in fase di conseguimento *renewal* class rating SET PC-6T). L'aeromobile, che stava effettuando circuiti a vista sull'aeroporto di Ravenna per RWY 26, dopo essere decollato alle 09.10' ed avere effettuato tre atterraggi e ripartenze, nel corso del quarto circuito, precipitava in un punto corrispondente alla proiezione al suolo del sottovento sinistro, su un prato coltivato ad erba medica, si incendiava e terminava la corsa al suolo nei pressi di un edificio del locale consorzio di bonifica. I piloti decedevano a seguito dell'impatto. Il volo era il secondo della giornata. Nel corso del primo volo era stato effettuato un esame per il conseguimento class rating SET PC-6T con a bordo un altro pilota istruttore esaminatore ed un altro pilota in fase di conseguimento; detti piloti avevano poi ceduto l'aeromobile all'equipaggio coinvolto nell'incidente. Dopo il volo (conclusosi con l'incidente), il pilota in addestramento avrebbe dovuto sostenere l'esame con l'istruttore esaminatore che aveva effettuato il primo volo della giornata.



Foto 1: Relitto del I-HSKC, arrestatosi contro la parete dell'edificio e le tracce dell'impatto al suolo (foto VVF).

1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE

I due piloti, unici occupanti dell'aeromobile, sono deceduti all'impatto.

1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE

L'aeromobile è andato distrutto all'impatto con il suolo ed al conseguente incendio.

1.4. ALTRI DANNI

Il velivolo ha terminato la corsa al suolo nei pressi di un edificio del locale consorzio di bonifica, dopo avere divelto la rete di recinzione.

1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE

1.5.1. Equipaggio di condotta

Istruttore Pilota

Generalità:	nazionalità italiana.
Licenza:	CPL(A), in corso di validità rilasciata dalla autorità aeronautica slovena.
Abilitazioni in esercizio:	Pilatus PC-6 SET; IR (A); Night Rating; SEP (land); CRI (A) for SEP (land), Pilatus PC-6 SET.
English proficiency level:	level 5, in corso di validità.
Controllo medico:	certificato medico di classe prima, in corso di validità, con limitazioni VNL.

Il pilota aveva al suo attivo oltre 8500 ore di volo totali, di cui circa 8200 ore come PIC ed oltre 6000 ore su Pilatus PC-6. Il pilota era abilitato all'attività di lancio paracadutisti che svolgeva principalmente sull'aeroporto di Ravenna.

Il rating di CRI SE (A) risulta essere stato conseguito presso l'aeroporto di Ravenna in data 14 febbraio 2021 (tre mesi prima dell'incidente) su aeromobile Cessna C150 (SEP). Il medesimo giorno il pilota aveva poi effettuato il volo con CRE su PC-6 (SET) per l'estensione della qualifica CRI su PC-6 (SET).

La licenza rilasciata dalla autorità slovena riportava quindi la qualifica CRI (A) FCL.905. CRI as applies in (a)(1) for: SEP (land), Pilatus PC-6 SET con scadenza 29 febbraio 2024.

Il pilota risultava inserito nella lista degli istruttori di volo della ATO del 12 maggio 2021 come CRI (A) PC-6.

Pilota in addestramento

Generalità:	nazionalità italiana.
Licenza:	ATPL(A), in corso di validità rilasciata da ENAC.
Abilitazioni in esercizio:	IR SE SP; SEP (land); FI; IRI.
Abilitazioni non in esercizio:	BE90/99/100/200; C500/550/560; C525; C525 IR; C650; HS125; IR ME MP; IR ME SP.
Controllo medico:	certificato medico di classe prima, in corso di validità, con limitazioni VDL.

Esperienza di volo del pilota: dal *pilot training file* rilasciato dall'ATO per la pratica del rinnovo (*renewal*) del class rating PC-6, il pilota aveva al suo attivo oltre 7500 ore di volo totali delle quali 1000 ore effettuate su aeromobile appartenente al *class* in periodo antecedente il 2012.

Il pilota era stato coinvolto in passato (1° luglio 2001), sul medesimo tipo di aeromobile (PC-6/B2-H4 marche D-FALL) e sull'aeroporto di Ravenna, in un incidente conseguente ad una perdita di controllo in volo subito dopo il distacco dal suolo per effetto di un involontario momento a cabrare e successivo stallo, causati dall'improprio posizionamento del trim dello stabilizzatore.

1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE

1.6.1. Informazioni generali

Il PC-6/B2-H4 è progettato e prodotto in Svizzera dalla Pilatus Aircraft LTD. Tale modello di aeromobile è presente nella EASA Product List nella parte *Small Aeroplanes* e detiene il Type Certificate (TC) CH F 56-10 rilasciato dal FOCA. La sorveglianza della aeronavigabilità continua è garantita dall'EASA, essendo la Svizzera un EASA *Member State*.

Il TCDS riporta le seguenti caratteristiche: velivolo monomotore, ad ala alta con montanti, di costruzione interamente metallica, con carrello principale fisso di tipo convenzionale.

L'apertura alare è di 15,87 m ed è lungo 10,9 m. La superficie alare (NACA 64-514) è di 30,15 mq.

La MTOM è di 2800 kg. La VNE è pari a 151 nodi, mentre la massima operating maneuvering speed (Vo) è pari a 119 nodi.

I limiti di fattore di carico in manovra sono i seguenti: massimo positivo +3,58/massimo negativo -1,43.

La manualistica applicabile per il modello e numero di serie in questione è l'AFM report n. 1072-20.

Il TCDS (FOCA Data Sheet F 56-10) per quanto attiene i requisiti di aeronavigabilità del PC-6 (tutti i modelli) specifica al punto 2.1 Airworthiness Requirements and Categories che l'aeroplano soddisfa le previsioni della US Civil Air Regulations (CAR), Part 3 del 15 maggio 1956, categoria "Normal" includendo gli emendamenti (Amd) da 3-1 a 3-5¹. Il primo modello di PC-6 è stato certificato il 1° dicembre del 1959. Il PC-6/B2-H4 è stato certificato il 20 novembre 1985.



Foto 2: il PC-6/B2-H4 marche I-HSKC.

1.6.2. Informazioni specifiche *Aeromobile*

Costruttore:	Pilatus Aircraft Ltd.
Modello:	PC-6/B2-H4.
Numero di costruzione:	779.
Anno di costruzione:	1977 (inizialmente PC-6/B2-H2).
Marche di naz. e immatricolazione:	I-HSKC.
Proprietario:	Happy Fly Gmbh.
Certificato di navigabilità:	in corso di validità.
Ore totali:	17706 h 54' (3129 h 45' TSO) al 12 marzo 2021.
Cicli totali:	28655 al 12 marzo 2021.

¹ "The aircraft comply with the US Civil Air Regulations, Part 3 of the 15th May 1956, Category „Normal“, incl. Amd. 3-1 to 3-5; the turbine engine models in addition comply with the "Special Conditions", notified by letters FAA to the Swiss Federal Air Office, dated Nov. 14, 1962 resp. Jan. 4, 1967".

Ultima ispezione: dal 3 al 12 marzo 2021 presso Pilatus (in occasione della applicazione della Airworthiness Directive EASA AD 2020-0278 ATA 05).

Programma di manutenzione previsto: in accordo al manuale del costruttore.

Motore

Costruttore: Pratt & Whitney Canada.
Modello: PT6A-34.
Numero di serie: PCE 57294.
Ore totali: 10258 h 44' (TSO 424 h 59').
Ultima ispezione: dal 3 al 12 marzo 2021 presso Pilatus.

L'aeromobile, originariamente modello B2-H2, è stato modificato allo standard B2-H4 dal costruttore nel periodo compreso tra gennaio 1997 e marzo 1997. In tale contesto è stato anche introdotto lo standard previsto da Pilatus *Service Bulletin 148 Stabilizer Electrical Actuator Trim System* al posto dell'originario comando del trim dello stabilizzatore che era operato manualmente tramite la rotazione di una manovella.

La configurazione dell'aeromobile al momento dell'incidente, inoltre, presentava il trim meccanico del timone di direzione ed il sistema di azionamento dei flap, sempre meccanico.



Foto 3: vista del cockpit del PC-6T I-HSKC (in configurazione singolo pilota con comandi di destra rimossi, a differenza della configurazione dell'incidente che aveva entrambi i comandi installati per attività istruzionale a doppio comando).

Carico

Per il calcolo dei dati di carico e centraggio dell'aeromobile si è fatto riferimento ai documenti relativi alla manutenzione alla quale era stato sottoposto l'aeromobile nei mesi a cavallo del 2012/2013 presso Altenrhein Aviation quando aveva marche HB-FLK. Un aggiornamento a

tali dati è stato ottenuto dai registri di Pilatus Aircraft LTD Aircraft Maintenance del 27 novembre 2020.

Peso a vuoto (kg)	Braccio (m)	Momento (kg.m)
1367,7	3,33	4554,4

L'aeromobile era decollato con 520 litri di carburante (220 litri residuo del precedente volo sommati ai 300 litri registrati al rifornimento).

data	Rifo n°	Marche Veicolo	Quantità	Progressivo giornaliero	Letture totalizzatore
08/05/21	1	I-HSKC	Lt: 180	Lt: 180	2144064
11/05/21	2	" "	Lt: 100	Lt: 280	2144344
11/05/21	3	" "	Lt: 180	Lt: 460	2144523
09/05/21	1	I-HSKC	Lt: 800	Lt: 800	2144723
11/05/21	2	" "	Lt: 300	Lt: 500	2144923
11/05/21	3	I-HSKC	Lt: 260	Lt: 760	2145192
11/05/21	4	" "	Lt: 101	Lt: 863	2145392
12/05/21	Rimp. C	terna	Lt: 119	Lt: 1000	2145511
11/05/21			Lt: 119	Lt: 1119	2145630
11/05/21			Lt: 300	Lt: 300	2145930
13/05/21	2	I-HSKC	Lt: 300	Lt: 600	2146230
12/05/21	1	I-HSKC	Lt: 300	Lt: 300	2146530
13/05/21	4	" "	Lt: 200	Lt: 500	2146730
14/05/21	1	I-CPKC	Lt: 201	Lt: 201	2146933
14/05/21	2	I-HSKC	Lt: 300	Lt: 501	2147233
11/05/21			Lt: 119	Lt: 1119	2147352

Foto 4: registro dei rifornimenti. Evidenziato in giallo il rifornimento effettuato prima del volo dell'incidente.

Considerando un consumo di 50 USG/h (189 litri ora) dopo 25 minuti circa di volo (con messa in moto e rullaggio) si è stimato un consumo di circa 80 litri con un residuo quindi di circa 440 litri.

1.6.3. Informazioni supplementari

Registrazione inefficienze o malfunzionamenti

L'ultima manutenzione registrata è terminata in data 12 marzo 2021 ed è stata effettuata presso il costruttore in occasione della applicazione della *airworthiness directive* EASA AD 2020-0278 (ATA 05 – *Time limits/ Maintenance Checks- Airworthiness Limitations Section – Amendement*).

Accessori e impianti dell'aeromobile

In questa sede si ritiene utile illustrare sinteticamente alcuni sistemi che verranno menzionati nel prosieguo della relazione.

Comandi di volo

L'aereo è dotato di un sistema di comandi di volo convenzionale. Il pilota mediante la barra aziona gli alettoni e l'elevatore per il tramite di aste, cavi e rinvii e mediante la pedaliera aziona il timone di direzione per il tramite di cavi collegati a una campana alla base dell'asse verticale del timone. Tra i comandi degli alettoni e del timone è installato un *interlink* che agisce automaticamente in modo coordinato sul timone di direzione quando il pilota agisce sugli alettoni.

Sui bordi di uscita degli alettoni e degli elevatori sono installate delle alette di bilanciamento (balance tab) per ridurre i carichi necessari per azionare i comandi durante il volo.

Trim tab, regolabili in volo, sono installati sui bordi di uscita delle superfici degli alettoni e del timone di direzione. Il controllo dell'assetto per l'asse di beccheggio (pitch) è affidato invece allo stabilizzatore orizzontale a incidenza variabile. Incernierati sulla parte posteriore delle semi-ali sono installati gli ipersostentatori (flap) che sul velivolo in questione erano azionati manualmente per il tramite di una manovella girevole posta sul cielo cabina e che agiva sugli attuatori per mezzo di una catena.

L'elevatore controlla l'aereo sull'asse del beccheggio. L'elevatore è costituito da due unità identiche installate sul bordo d'uscita dello stabilizzatore orizzontale. Le unità destra e sinistra sono collegate alla leva di comando sulla linea centrale dell'aereo. Il movimento dell'elevatore è controllato dal movimento in avanti e all'indietro della barra di comando attraverso aste, leve e cavi. L'assetto in volo è assicurato dallo stabilizzatore orizzontale a incidenza variabile.

Gli elevatori sono in metallo con longheroni, centine ricoperte da pannelli. All'estremità del bordo d'uscita è fissata una cerniera di tipo piano per l'attacco della aletta di bilanciamento.

I contrappesi di bilanciamento sono installati nei corni di bilanciamento aerodinamico all'estremità esterna di ciascuna unità dell'elevatore.

Il campo di movimento delle rispettive superfici è riportato in figura.

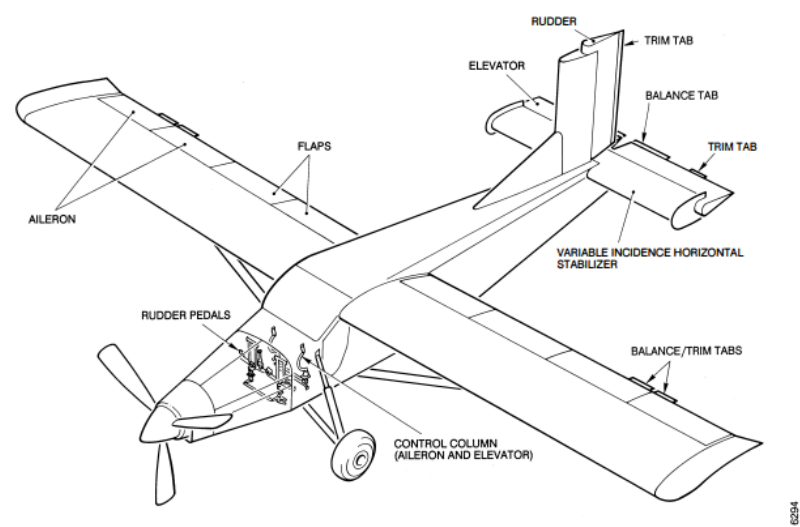


Figura 1: comandi di volo PC-6/B2-H4

- Elevator	Up	30°	+/- 1°	Down	25°	+/- 1°
- Flettner tab	Down	57°	+/- 2°	Up	32°	+/- 2°
- Horizontal stabilizer	Nose Down	10°	+/- 0.5°	Nose Up	2°	+/- 0.5°
- Neutral	Nose Down	3°				
- Rudder	Right	30°	+/- 1.5°	Left	30°	+/- 1.5°
- Rudder tab	Right	6°	+/- 1°	Left	6°	+/- 1°
- Aileron	Up	20°	+/- 1°	Down	13.5°	+/- 1°
- Flettner tab	Down	20°	+/- 1°	Up	13.5°	+/- 1°
- Trim tab (R.H.)	Up	20°	+/- 2°	Down 18°, Neutral up 2°		
- Landing flaps	Up	0°		Landing pos.	38°	+/- 2° ^{*)}
				Take-off pos.	28°	+/- 2°

Figura 2: campi di escursione dei comandi di volo PC-6/B2-H4.

Stabilizer electrical actuator trim system (Service Bulletin 148).

L'applicazione del Service Bulletin 148, avente per oggetto lo *stabilizer electrical actuator trim system*, sul PC-6 con marche I-HSKC (sul quale originariamente era installato un trim manuale) ha avuto luogo tra il gennaio ed il marzo 1997. L'aeroplano è stato dotato di un sistema di regolazione dell'assetto sull'asse di beccheggio (*pitch trim*) comandato da un attuatore elettrico a doppio motore. Una cerniera imbullonata fissa il longherone principale dello stabilizzatore alla fusoliera posteriore e costituisce il punto di rotazione dello stabilizzatore. Un attuatore elettrico lineare è installato sulla fusoliera posteriore. L'asta dell'attuatore è collegata al longherone posteriore dello stabilizzatore. Retraendosi provoca

un aumento dell'incidenza dello stabilizzatore, generando così un momento aerodinamico a picchiare. Estendendosi provoca una diminuzione dell'incidenza dello stabilizzatore, generando così un momento aerodinamico a cabrare.

L'attuatore imposta l'incidenza dello stabilizzatore da -10° full nose up a + 2° full nose down. Secondo quanto riportato sul *final acceptance and test data sheet* dell'attuatore EM483-3 estratto dall'*overhaul manual* redatto dal costruttore dell'attuatore, la lunghezza dell'estensione massima ammessa dell'attuatore è pari a 14,39 pollici (369,5 mm) mentre la lunghezza minima in retrazione è pari a 11,01 pollici (279,7 mm) per una corsa complessiva massima di 89,8 mm.

Il motore primario ha una velocità minima di 0,15 pollici/secondo e massima di 0,24 pollici/secondo.

Secondo la documentazione del costruttore dell'attuatore, i seguenti tempi di funzionamento sotto carico esterno nominale, sono accettabili:

- escursione completa da 14 a 23 secondi;
- da posizione intermedia a full down da 6 a 10 secondi.

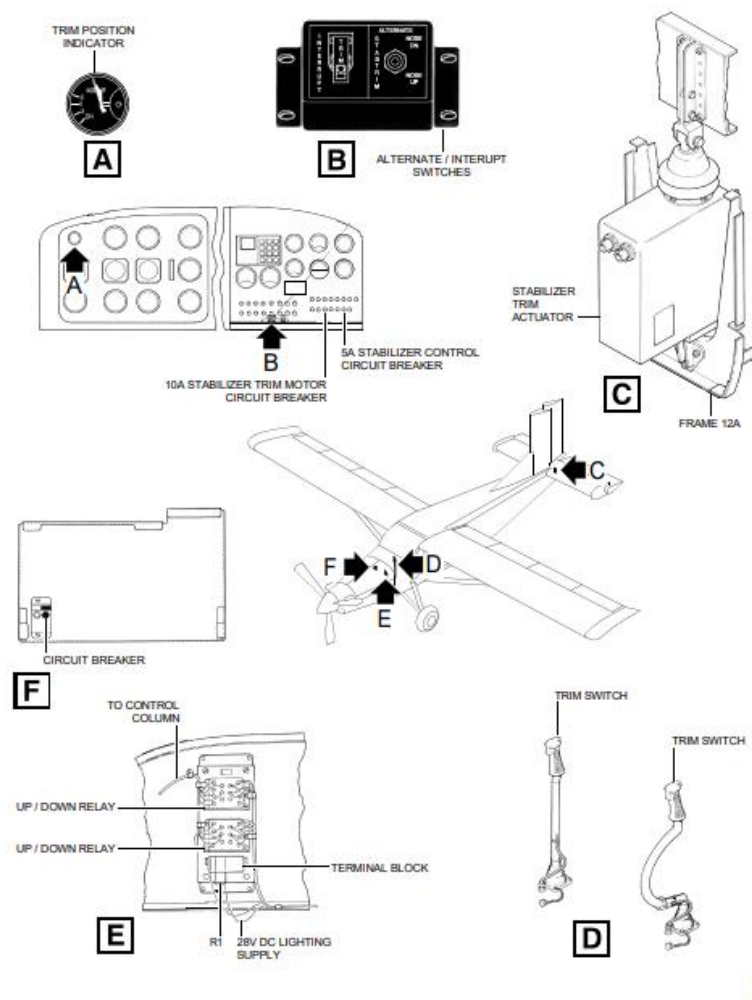


Figura 3: sistema elettrico di controllo del pitch trim da SB148.

Il sistema elettrico di regolazione dell'assetto dello stabilizzatore orizzontale è costituito dalle seguenti parti:

- il già citato attuatore lineare elettrico a doppio motore Electromech Technologies 483-3 (dual motor driven linear actuator), con un'estremità fissata a un telaio di supporto nella fusoliera posteriore e l'altra estremità fissata allo stabilizzatore orizzontale.



Foto 5: EM483-3 dual motor driven linear actuator (immagine tratta da OHM483-3 Electromech Technologies).

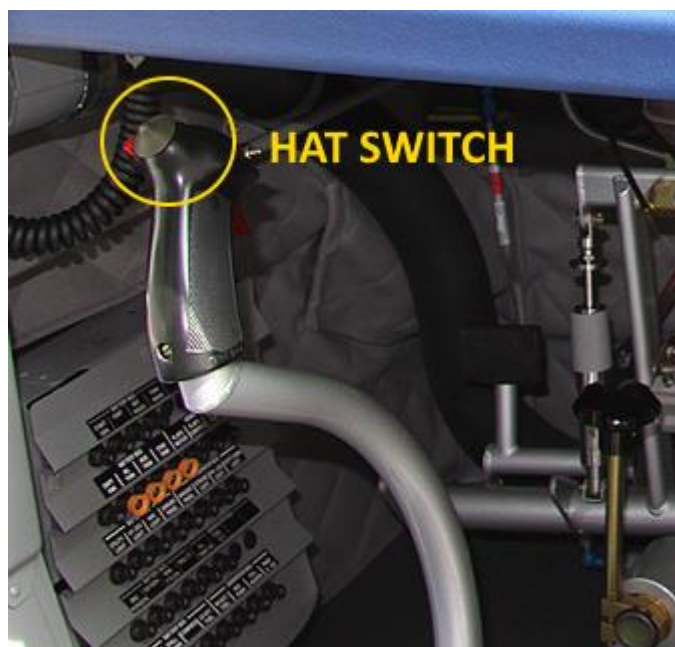


Foto 6: impugnatura barra di comando del PC-6/B2-H4 con evidenziato il comando pitch trim.

- Un sistema di controllo normale dell'assetto, che incorpora due interruttori di assetto a tre posizioni caricati a molla e due relè. Un interruttore si trova su ciascuna delle due impugnature delle barre di comando.
- Due relè (sul diagramma elettrico riportato in figura 6 indicati come K005 “down” e K006 “up”) comandati dall'interruttore posto sul pilot o co-pilot stick. Questi, tramite la chiusura dei contatti B1/B2 e/o C1/C2 (figura 4), alimentano elettricamente (28V) il motore principale dell'attuatore lineare (rispettivamente in retrazione per il comando “down” o in estensione con il comando “up”).



Foto 7: Leach Corporation California con p/n 9274-6205.

SCHEMATIC DIAGRAM SCHEMAS

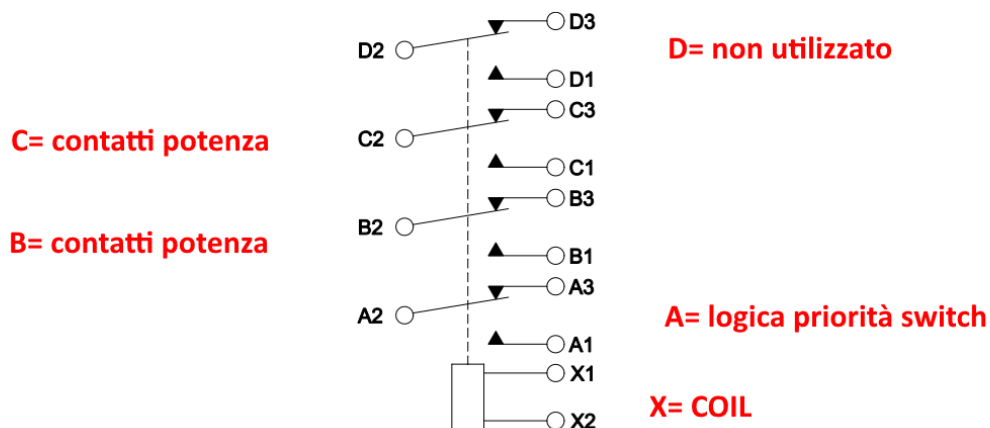


Figura 4: schema dei contatti elettrici del relè Leach p/n 9274-6205.

- Un sistema alternato di controllo dell'assetto, che incorpora un interruttore di controllo dell'attuatore, posizionato sul pannello strumenti e contrassegnato dalla dicitura *alternate stab trim, nose dn, nose up*. Agisce sul motore alternato dell'attuatore lineare che opera ad una velocità pari alla metà di quella dell'attuatore principale.

- Un sistema di interruzione che incorpora un interruttore protetto posizionato sulla mensola del pannello strumenti e contrassegnato dalla dicitura *trim interrupt*. Quando l'interruttore *trim interrupt* è in posizione "normal", sia il sistema principale che quello alternato sono attivi, mentre quando l'interruttore *trim interrupt* è in posizione "interrupt", sia il sistema principale che quello alternato sono inattivi.

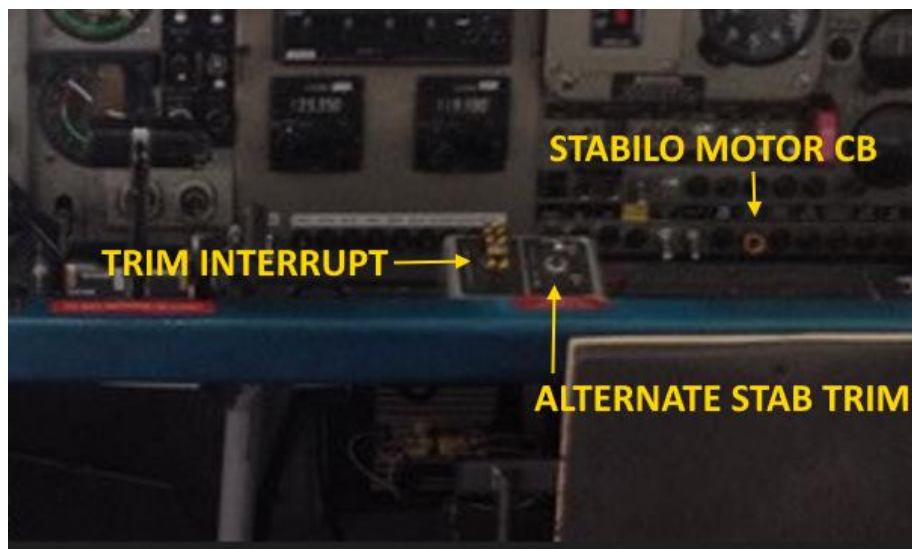


Foto 8: il cruscotto del PC-6 con marche I-HSKC con evidenziati il trim interrupt switch, il comando dell'alternate stab trim ed il circuit breaker dell'attuatore del trim.

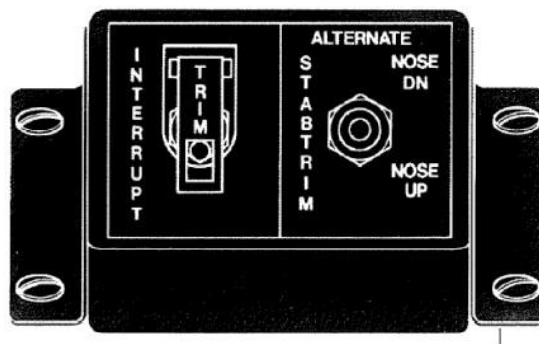


Figura 5: il pannellino del PC-6 con marche I-HSKC con evidenziati il comando dell'alternate stab trim ed interrupt trim.

- Un indicatore di posizione dell'assetto, azionato elettricamente, si trova sul lato superiore sinistro del cruscotto (cfr. particolare A in fig. 3).

Sistema normale

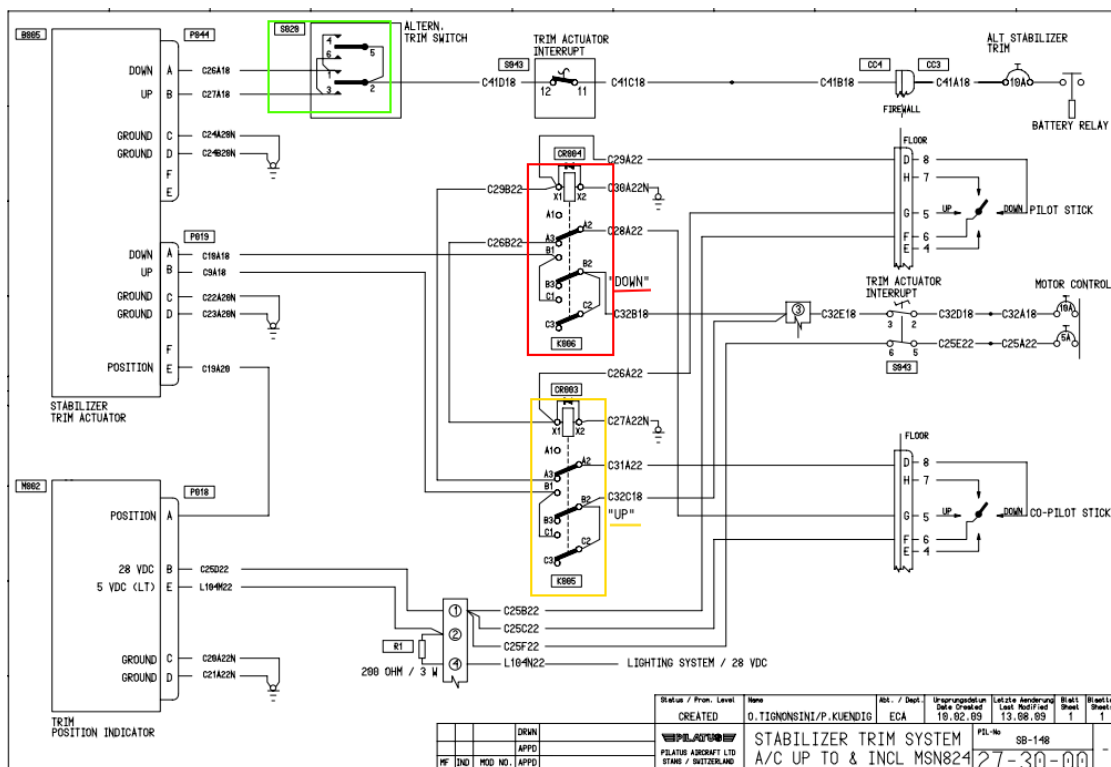
- Il normale funzionamento del trim longitudinale si ottiene azionando l'interruttore di controllo del trim sull'impugnatura della barra di comando del pilota, oppure

l'interruttore di comando del trim sull'impugnatura della barra di comando del copilota. Entrambi gli interruttori sono simili e sono mantenuti in posizione neutra da una molla. L'interruttore di controllo del trim sulla colonna di comando del pilota ha la priorità. L'assetto *nose down* si ottiene spostando con il dito pollice l'interruttore verso l'alto e l'assetto *nose up* si ottiene spostando l'interruttore con il dito pollice verso il basso. L'azionamento di uno dei due interruttori di trim attiva l'attuatore, che sposta lo stabilizzatore orizzontale. Nel funzionamento normale, l'attuatore del trim dello stabilizzatore è alimentato da un *circuit breaker* contrassegnato con la dicitura *stab trim*.

Sistema alternato

- Se il normale sistema di regolazione dell'assetto si guasta, è disponibile un sistema di regolazione dell'assetto alternato, costituito da un interruttore contrassegnato dalla dicitura *alternate stab trim, nose dn, nose up*.

L'attuatore del pitch trim, quindi, entra in funzione solamente quando riceve alimentazione elettrica a 28V. L'alimentazione ha luogo in condizioni normali quando, muovendo uno dei due *hat switch* sulle barre di comando, il relè up (K005 dello schema che segue, riquadro giallo) o down (K006 dello schema, riquadro rosso) vengono chiusi, oppure quando viene azionato l'alternate trim switch (S020 dello schema, riquadro verde) che agisce sul motore alternato dell'attuatore lineare.



In caso di *trim runaway* all'*horizontal stabilizer trim*, l'attivazione dell'interruttore *trim actuator interrupt* interromperà le operazioni di tutti i trim. L'isolamento del sistema in avaria (normale o alternato) in base alla procedura d'emergenza, consente di continuare a controllare il trim utilizzando l'interruttore del trim non guasto del sistema rimanente (alternato o normale).

Il manuale di volo dell'aeromobile prevede la seguente procedura:

TRIM RUNAWAY

HORIZONTAL STABILIZER TRIM

1.	Airspeed	REDUCE to obtain acceptable residual control forces
----	----------	---

WARNING

MINIMUM SAFE AIRSPEEDS MUST BE OBSERVED.

2.	Trim Interrupt Switch	SELECT 'INTERRUPT' UP
3.	Stab Trim CB's	PULL
4.	Trim Interrupt Switch	SELECT 'INTERRUPT' DOWN

- IF TRIM DOES NOT MOVE (IT INDICATES A MAIN SYSTEM TRIM RUNAWAY)

5.	Alternate Stab Trim Nose DN/UP Switch	OPERATE to achieve required trim
----	---------------------------------------	----------------------------------

NOTE

If a single trim position indicator is installed, the indicator will move to max nose up position if the STAB TRIM CB is pulled.

- IF TRIM DOES MOVE (IT INDICATES AN ALTERNATE SYSTEM TRIM RUNAWAY)

6.	Trim Interrupt Switch	SELECT 'INTERRUPT' UP
7.	Stab Trim CB's	PUSH
8.	Main Trim Switch	PRESS and HOLD in opposite direction
9.	Trim Interrupt Switch	SELECT 'INTERRUPT' DOWN

NOTE

Both motors (main and alternate) will operate. As the main motor is faster, it will override the alternate.

As soon as trim is in desired position

10.	Trim Interrupt Switch	SELECT 'INTERRUPT' UP
11.	Land without further trim operation	

Figura 7: procedura da attuare in caso di *horizontal stabilizer trim runaway* (estratta da AFM).

L'AFM nella descrizione delle procedure normali alla sezione *Before Take Off* riporta il *warning* evidenziato nella seguente figura, che rappresenta come una condizione di trim dello stabilizzatore estremamente al di fuori del range normale può comportare, in talune condizioni di carico, posizione dei flap e potenza applicata, l'impossibilità di controllare l'aeromobile una volta che questo si sia involato.

BEFORE TAKE-OFF

WARNING

AN EXTREMELY OUT-OF-TRIM STABILIZER CAN, IN COMBINATION WITH LOADING, FLAPS POSITION AND POWER INFLUENCE, RESULT IN AN UNCONTROLLABLE AIRCRAFT AFTER THE AIRCRAFT LEAVES THE GROUND.

CAUTION

FAILURE TO SET CORRECT TRIM SETTINGS WILL RESULT IN LARGE CONTROL FORCES AND/OR UNREQUESTED PITCHING/YAWING.

Figura 8: *warning* e *caution* riportati nelle procedure normali dell'AFM nella sezione *Before Take Off*.

1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE

Il giorno dell'incidente, nella fascia temporale di interesse e nella zona di operazioni, le condizioni meteorologiche erano caratterizzate da ottima visibilità e dalla assenza di fenomeni significativi.

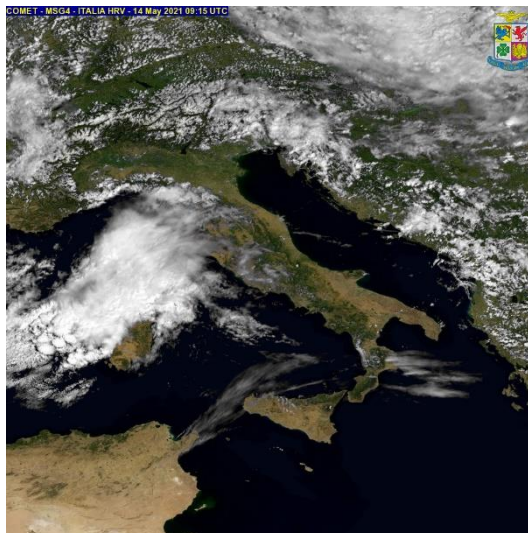


Foto 9: immagine satellitare ad alta risoluzione nello spettro del visibile riferita alle ore 9.15' UTC del giorno dell'incidente (fonte Aeronautica militare).

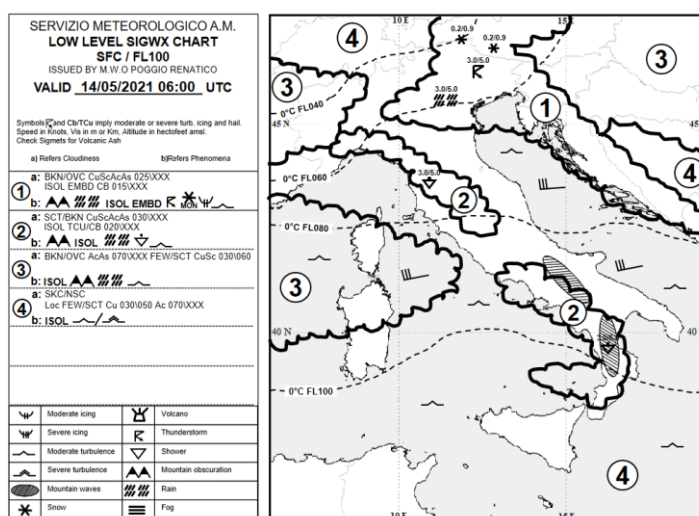


Figura 9: carta del tempo meteorologico significativo *low level* (fonte Aeronautica militare).

Il vento previsto al suolo era proveniente prevalentemente da Ovest e di intensità compresa tra i 7 e i 10 nodi.

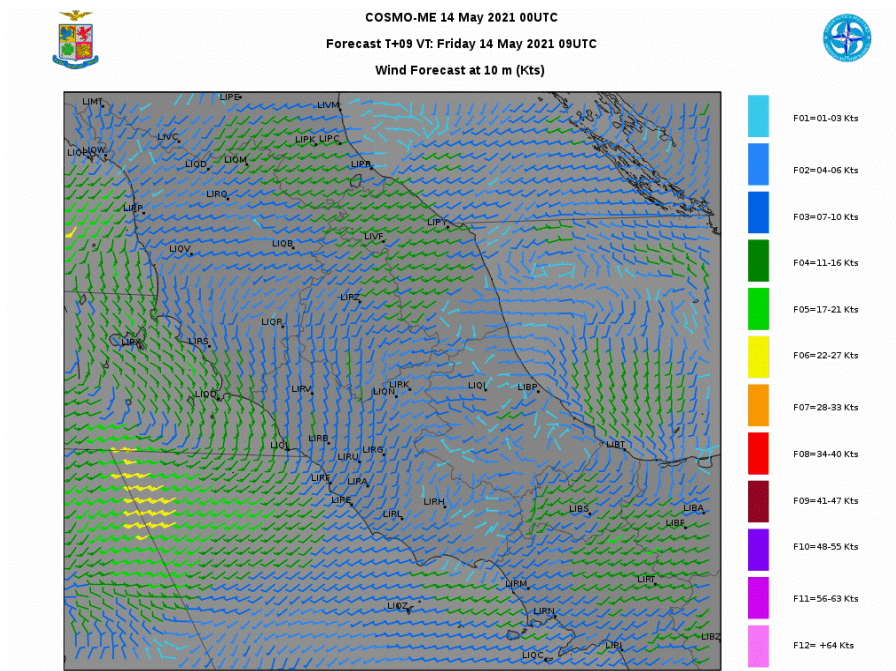


Figura 10: carta dei venti previsti *low level* (fonte Aeronautica militare).

I bollettini METAR di Cervia per la fascia di interesse erano i seguenti:

LIPC 140855Z 25012KT CAVOK 20/07 Q1008 RMK BKN BKN200 VIS MIN 9999 WIND THR11 25013KT
WIND THR29 19008KT BLU

LIPC 140955Z 23010KT 9999 FEW040 21/08 Q1008 RMK BKN SCT200 VIS MIN 9999 WIND THR11
24010KT WIND THR29 26011KT BLU

I bollettini METAR di Marina di Ravenna per la fascia di interesse erano i seguenti

LIVM 140855Z 26005KT 9999 FEW025 17/10 Q1008 RMK SCT SCT180 QUK 1 QUL 0 VIS MAR 12 KM
VIS MIN 9999

LIVM 140955Z 23004KT 9999 FEW025 19/09 Q1008 RMK SCT SCT180 QUK 1 QUL 0 VIS MAR 12 KM
VIS MIN 9999

I bollettini METAR di Rimini per la fascia di interesse erano i seguenti:

LIPR 140920Z 26009KT CAVOK 21/06 Q1009

LIPR 140950Z 26009KT 190V290 CAVOK 21/07 Q1008

1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE

Non pertinente.

1.9. COMUNICAZIONI

In questo paragrafo sono riportate le informazioni di maggiore interesse relative ai mezzi disponibili per le comunicazioni e sul relativo stato di efficienza.

1.9.1. Servizio mobile

I piloti, nel corso della effettuazione dell'attività, che si svolgeva nelle immediate vicinanze dell'aeroporto, non erano in contatto radio con alcun ente ATC. Il fornitore dei servizi di assistenza al volo ENAV SpA ha infatti confermato che l'aeromobile I-HSKC il giorno dell'incidente ha effettuato un totale di due voli ma è stato in contatto con Bologna APP 133.775 Mhz solo per una parte del primo volo (ovvero quando il primo equipaggio ha avuto necessità di interessare il CTR per lo svolgimento delle manovre per l'attività di esame). L'aeromobile poi è rimasto in spazio aereo G sotto la zona 8 del CTR.

1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO

L'aeroporto di Ravenna (LIDR) coordinate 44°21'52" N 012°13'29" E è situato a 3,78 NM a Sud della città di Ravenna. È sede di un aeroclub che è anche l'esercente dell'aeroporto, di una scuola di volo acrobatico, di una scuola di paracadutismo e di una associazione di aeromodellisti. Non è sede di autorità ATS. L'aeroporto è aperto al traffico non commerciale VFR.

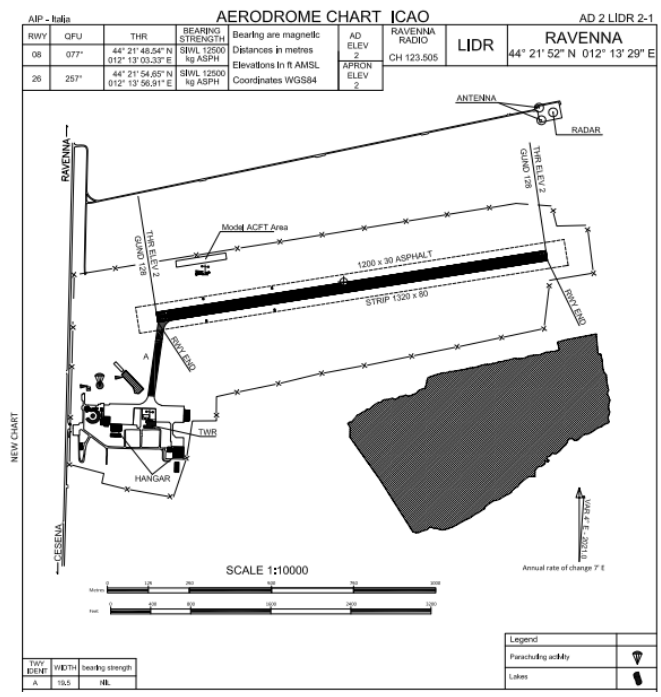


Figura 11: planimetria aeroportuale di Ravenna (AIP Italia).

La RWY è orientata 08/26. Per quanto attiene le procedure di volo “Attività di Circuito”, l’AIP specifica “Circuito di Traffico: standard”.

La frequenza di Ravenna Radio è 123.505 MHz (non registrata).

12 CARATTERISTICHE FISICHE DELLE PISTE				RUNWAY PHYSICAL CHARACTERISTICS	
Designazione NR RWY Designation	QFU	Dimensioni RWY Dimension of RWY (M)	Resistenza e superficie di RWY Strength and surface of RWY	Coordinate THR THR coordinates	THR ELEV, MAX TDZ ELEV della RWY per APCH di precisione THR ELEV, MAX TDZ ELEV of precision APCH RWY
1	2	3	4	5	6
08	077°	1200 x 30	SIWL 12500 Kg ASPH	44°21'48.54"N 012°13'03.33"E	2 FT / NIL
26	257°	1200 x 30	SIWL 12500 Kg ASPH	44°21'54.65"N 012°13'56.91"E	2 FT / NIL

Designazione NR RWY Designation	Pendenza di RWY-SWY Slope	Dimensioni SWY SWY dimension (M)	Dimensioni CWY CWY dimension (M)	Dimensioni strip strip dimension (M)	Dimensioni RESA RESA dimension (M)
1	7	8	9	10	11
08	NIL	NIL	NIL	1320 x 80	NIL
26	NIL	NIL	NIL	1320 x 80	NIL

Figura 12: estratto dell’AIP Italia recante le caratteristiche fisiche delle RWY di Ravenna.

1.11. REGISTRATORI DI VOLO

La normativa vigente in materia non prevede l’installazione sull’aeromobile in questione di apparati di registrazione dei parametri di volo (FDR) e delle voci/suoni in cabina di pilotaggio (CVR).

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

Il relitto principale dell’aeroplano si trovava a circa 1500 m a Sud rispetto alla RWY dell’aeroporto di Ravenna, nei pressi degli impianti del consorzio di bonifica tra le frazioni di Borgo Faina e Fosso Ghiaia.



Foto 10: posizione del relitto principale (evidenziata dal cerchio rosso, trasposizione ortofoto VVF su mappa Google Earth) in relazione all’aeroporto (in alto).

1.12.2. Tracce al suolo e distribuzione dei rottami

Il relitto principale dell'aeroplano si trovava in punto di coordinate 44°21'05" N 012°13'51" E in prossimità dell'edificio (centrale irrigua) del locale consorzio di bonifica.

La prima evidenza di impatto dell'aeromobile con il suolo è stata rinvenuta in punto di coordinate 44°21'06,4" N 012°13'46,5" E, ovvero circa 100 m prima del relitto principale, circa 35 metri a Sud del terrapieno e circa 1500 metri a Sud della RWY dell'aeroporto di Ravenna.

La parte di aeroplano più lontana rinvenuta è rappresentata dalla ruota del carrello principale sinistro che era a ridosso del canale idrico perpendicolare alla direttrice di provenienza del velivolo, in punto di coordinate 44°21'05,5" N 012°13'53,3" E a circa 160 metri rispetto al punto del primo impatto.

La traiettoria percorsa dal velivolo a terra dopo lo schianto, considerando la parte mediana dei segni lasciati al suolo, è orientata su di una prua di 110° circa. Il regolatore del passo dell'elica risultava interrato in prossimità del punto dove è avvenuto il contatto iniziale con il suolo.



Foto 11: posizione dei vari reperti.

Dopo il contatto al suolo si è verificata la rottura dei serbatoi e lo sversamento del carburante, che si è incendiato.

L'aeroplano, proseguendo la corsa a terra, ha divelto la rete di recinzione dell'edificio ove sono situate le pompe idrauliche del locale consorzio di bonifica. In corrispondenza della rete giaceva la semi-ala sinistra.

Il fuoco ha risparmiato solo una parte dell'estremità posteriore comprensiva dello stabilizzatore orizzontale sinistro e del ruotino di coda.

1.12.3. Esame del relitto

Sopralluogo operativo

Una dettagliata mappatura dall'alto dell'area dell'incidente (orto mosaico, ad alta definizione e georeferenziato), è stata effettuata dai VVF mediante l'impiego di un drone.

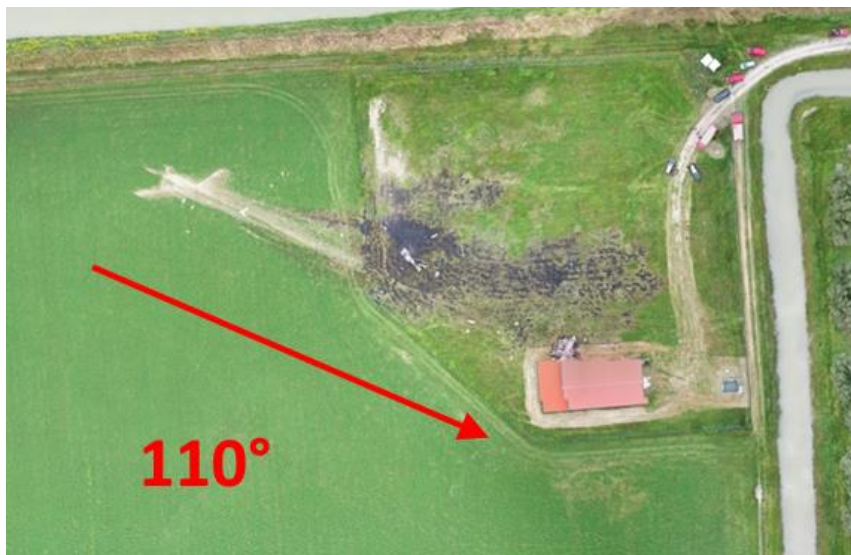


Foto 12: immagine ripresa dal drone VVF. Evidenziata la direzione della traiettoria dell'aeromobile dopo l'impatto.

Nell'area dove è avvenuto il primo impatto con il suolo era evidente il solco del contatto del carrello principale destro e della estremità della semiala destra (in tracce al suolo).

Nell'ordine, poi, si rinvenivano:

- l'asta contrappeso dell'alettone destro, conficcata a terra per circa 30 cm;
- una porzione della estremità alare sinistra in fibra di vetro;
- l'ogiva dell'elica ed il regolatore del passo dell'elica, completamente interrati e a 10 metri dal contrappeso sinistro;
- la trave superiore del carrello principale;
- l'asta contrappeso dell'alettone sinistro, conficcata a terra per circa 20 cm e ad una distanza di 20 metri dall'asta sinistra.



Foto 13: il bilanciere dell'alettone della semi-ala destra.



Foto 14: il regolatore del passo dell'elica.



Foto 15: la trave superiore del carrello principale.



Foto 16: bilanciere dell'alettone della semiala sinistra estratto dal suolo.

Circa 40 metri dopo il punto del primo impatto, si rinvenivano i primi segni dell'incendio. Prima della recinzione ed alcuni metri a destra dalla traiettoria dell'aeroplano venivano rinvenute le porzioni di due pale separate dal complessivo dell'elica.



Foto 17: georeferenziazione da ortofoto drone VVF con evidenza di alcune parti significative.

La rete rimaneva incastrata al punto superiore dell'asta di controventatura della semi-ala sinistra separatasi dall'aeroplano. La semi-ala sinistra appariva sostanzialmente completa.



Foto 18: semi-ala sinistra rimasta incagliata alla recinzione metallica.

La parte principale del relitto era costituita dal propulsore privo dell'elica, parte della fusoliera e della semiala destra e piani di coda.



Foto 19: i resti della parte anteriore del velivolo e del motore.

La semiala destra si presentava altamente distrutta dall'impatto e dall'incendio.



Foto 20: la semi-ala destra in corrispondenza della parte principale del relitto.

La cabina di pilotaggio si presentava distrutta dall'incendio e nessuno strumento era in condizioni di fornire evidenze investigative.

Il pannello radio (del tipo analogico meccanico) indicava la frequenza VHF 1 impostata su un valore intermedio tra 121.450 e 121.475 Mhz (quinto e sesto digit tra 50 e 75) e la VHF 2 impostata sulla frequenza tra 132.775 e 133.775 Mhz (terzo digit tra 2 e 3). La frequenza 133.775 (VHF 2) corrisponde alla frequenza di Bologna APP, contattata nel corso del volo precedente a quello dell'incidente dal precedente equipaggio. La frequenza di Ravenna Radio è 123.505 Mhz.

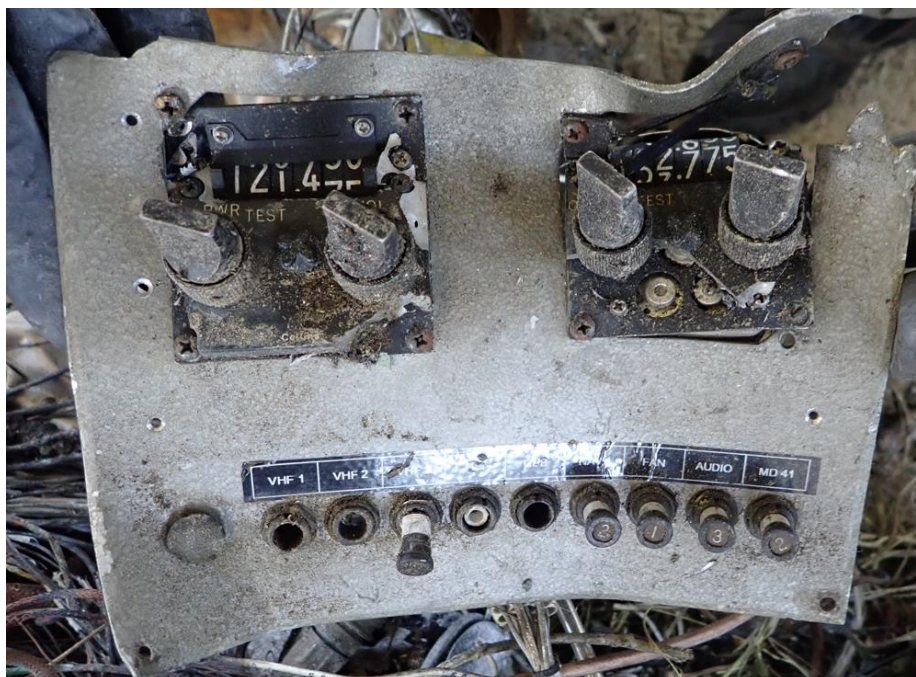


Foto 21: dettaglio dei pannelli VHF 1 a sinistra e VHF 2 a destra.

I comandi del gruppo manette non risultavano più vincolati ai rispettivi leverismi.



Foto 22: gruppo manette, cloche e pedaliera.

I gruppi dei comandi di volo, rispettivamente la pedaliera e le due barre di comando venivano rinvenuti separati dalle rispettive linee. Le barre di comando non presentavano più le rispettive impugnature. Un solo frammento di impugnatura della barra di comando è stato rinvenuto pochi metri prima del punto di arresto dell'aeroplano.



Foto 23: particolare delle barre di comando (porzioni inferiori e barra di collegamento).

La parte posteriore dell'aeroplano presentava danni da impatto e da incendio meno severi rispetto al resto del velivolo; ciò era particolarmente vero per il lato sinistro dello stabilizzatore ed il poppino comprensivo di ruotino posteriore ed attuatore del trim dello stabilizzatore.



Foto 24: vista posteriore dei piani di coda

I cavi di comando delle superfici di coda e originanti da essa erano presenti e si interrompevano all'incirca ad un metro dietro alla originale seduta dei piloti, punto a partire dal quale la fusoliera presentava il maggior grado di distruzione.

La posizione del motore elettrico del trim dello stabilizzatore è stata fotografata, ma la posizione difficilmente accessibile e la presenza della protezione in gomma posta sul braccetto dell'attuatore non consentivano di determinarne con sufficiente accuratezza il grado di estensione. Particolare cura è stata rivolta in fase di spostamento del relitto a preservarne la posizione originaria in modo da permetterne la misurazione.



Foto 25: posizione dello stabilizzatore, lato sinistro.

Il carrello principale ha ceduto sul punto d'impatto iniziale, in prossimità del quale è stato rinvenuto il trave longitudinale sul quale si innestano le gambe di forza.

Gli pneumatici, una volta separatisi, sono stati scagliati contro il muro lato Nord dell'edificio (pneumatico sinistro) e contro il muro lato Ovest dell'edificio (pneumatico destro) per poi venire entrambi proiettati di rimbalzo oltre la recinzione. Lo pneumatico sinistro è stato rinvenuto a ridosso del canale idrico perpendicolare, in punto di coordinate $44^{\circ}21'05,5''$ N $012^{\circ}13'53,3''$ E a circa 160 metri rispetto al punto del primo impatto.

L'elica quadripala veniva rinvenuta circa a 100 metri rispetto al punto di impatto iniziale proiettata a circa 20° a destra rispetto alla linea di moto dell'aeromobile.

L'elica presentava due pale spezzate a circa un terzo della lunghezza e tutte presentavano evidenti deformazioni, indicazione di rotazione all'impatto. Le pale, essendosi il sistema di regolazione del passo separato dall'elica al primo contatto con il suolo, erano posizionate a differenti angoli di pitch e non è stato possibile determinarne la posizione all'impatto.



Foto 26: vista posteriore dell'elica.



Foto 27: vista frontale dell'elica.

Indagini sul relitto dopo la rimozione.

Si è proceduto all'osservazione delle linee dei comandi di volo, delle superfici aerodinamiche e alla rimozione dell'attuatore del *pitch trim*.

Con il supporto dei *technical advisor* del costruttore dell'aeromobile Pilatus, si è provveduto ad effettuare un ulteriore sopralluogo sul relitto per l'identificazione delle parti e per la rimozione di alcuni componenti da sottoporre a successivi accertamenti. A detta attività hanno potuto assistere i consulenti tecnici della Procura della Repubblica presso il tribunale di Ravenna e delle parti rappresentanti i familiari delle vittime.

Di seguito si riportano le ulteriori evidenze emerse:

Linea dei comandi di volo.

È stata rinvenuta la porzione inferiore delle barre di comando, che includeva anche una porzione della barra lato copilota.

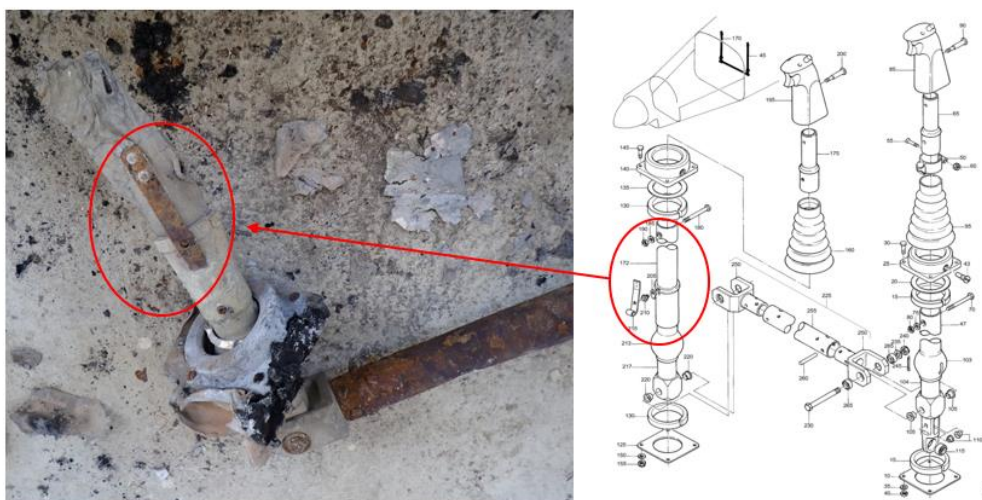


Foto 28: porzione della barra di comando lato copilota.

La linea di aste e leverismi costituenti il comando dell'elevatore, fratturate e danneggiate, sono state parzialmente ricomposte osservando per quanto possibile come la continuità del comando fosse presente all'impatto.

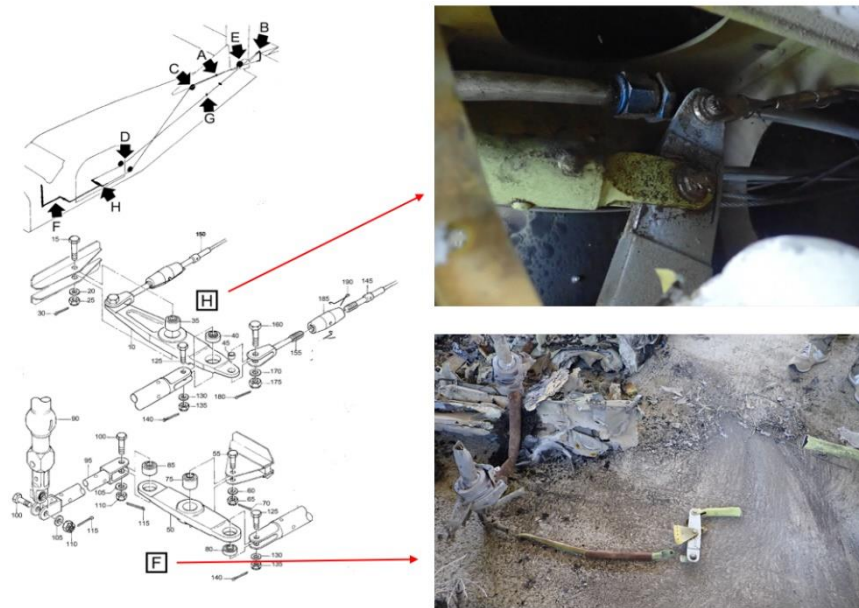


Foto 29: aste e leverismo relativi al comando dell'elevatore comprensivi della porzione delle barre di comando.

Elevatori

L'elevatore sinistro era ancora vincolato allo stabilizzatore e presentava danni da impatto con orientamento laterale delle forze che ne hanno causato la deformazione. La estremità esterna (*horn*) ancora contenente al suo interno il contrappeso di bilanciamento, è stata rinvenuta separata. Il meccanismo di *bilanciamento* ed il supporto interno dell'elevatore comprensivo del meccanismo di controllo della superficie erano intatti.

L'elevatore destro presentava un grado di distruzione pressoché totale della superficie ma anche in questo caso il meccanismo *Flettner* ed il supporto interno erano ancora presenti e vincolati allo stabilizzatore orizzontale. La estremità esterna (*horn*) anch'essa separata dall'elevatore presentava il contrappeso di bilanciamento ancora vincolato al suo interno.

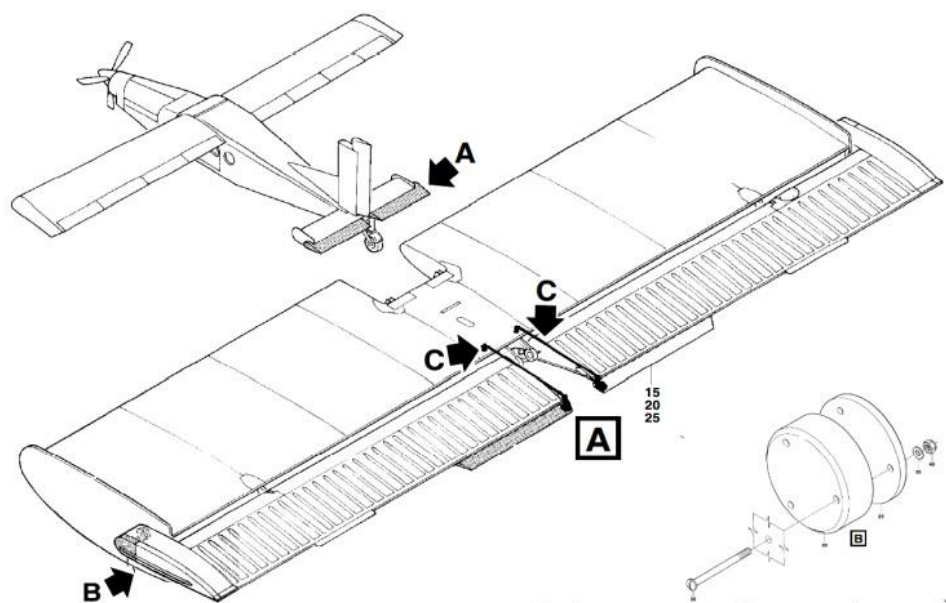


Figura 13: disegno del complessivo stabilizzatore ed equilibratore. La freccia B indica l'estremità dell'equilibratore ove è presente il contrappeso. Le frecce C indicano i meccanismi di bilanciamento.



Foto 30: particolare del meccanismo di bilanciamento (*elevator balance tab*).



Foto 31: estremità sinistra dell'elevatore contenente all'interno il contrappeso.



Foto 32: estremità destra dell'elevatore contenente all'interno il contrappeso.

Flaps

Gli attuatori dei flap sinistro e destro sono stati entrambi rinvenuti (il sinistro ancora parzialmente solidale alla semiala, il destro separato). La misura di estensione della madre vite era corrispondente alla posizione di flap completamente retratti.

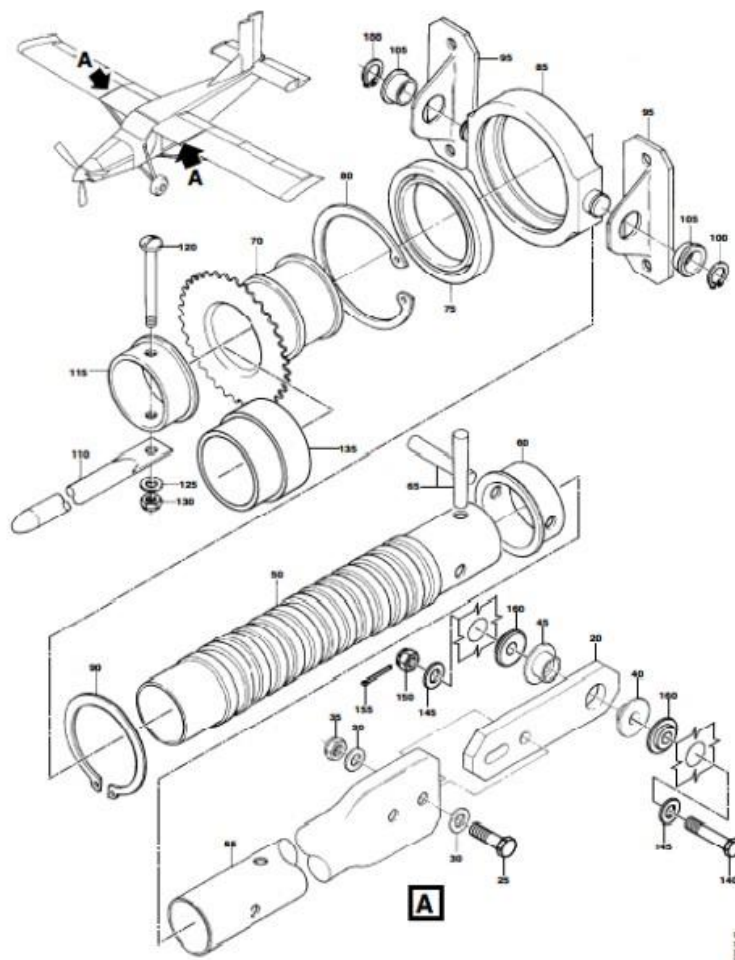


Figura 14: schema del sistema meccanico di controllo dei flap (*screw actuator assy*).



Foto 33: attuatore meccanico del flap sinistro.



Foto 34: attuatore meccanico del flap destro.

Sistema di attuazione del *pitch trim*

La rimozione dell'attuatore del *pitch trim* è stata effettuata dopo avere verificato il corretto assemblaggio del medesimo sul punto di attacco superiore e inferiore.



Foto 35: accesso all'attuatore del *pitch trim* (piano di coda capovolto per le operazioni di rimozione).



Foto 36: punto di attacco inferiore dell'attuatore alla fusoliera.



Foto 37: punto di attacco superiore dell'attuatore allo stabilizzatore.

Si è provveduto quindi alla misurazione del grado di estensione del pistone. Questo risultava essere pari a 46 mm che corrisponde alla completa retrazione dell'attuatore ed alla conseguente posizione *full down* del *pitch trim*.



Foto 38: attuatore lineare del pitch trim (*Electromech Technologies 483-3 dual motor driven linear actuator*).



Foto 39: misurazione della estensione dell'attuatore, indicante la sua completa retrazione.

L'indicatore del *pitch trim* è stato rinvenuto privo della lancetta e con il vetro protettivo rotto. Non erano apprezzabili, anche mediante uso di lente di ingrandimento, segni sul quadrante indicativi di un contatto con la lancetta.



Foto 40: indicatore del *pitch trim* privo di lancetta.

Il *pitch trim interrupt switch panel* e relative connessioni elettriche era altamente danneggiato dal fuoco. La posizione dell'interruttore così come rinvenuto, ovvero danneggiato e mancante di guardiola, completamente bruciata, era corrispondente alla posizione normale (*trim interrupt switch* non attivato).

Il *circuit breaker* dello *stabilo motor*, che deve essere estratto in caso di *runaway* del circuito principale del *trim* era privo della parte posteriore dell'interruttore ed era libero di muoversi e pertanto non indicativo della posizione all'impatto.



Foto 41: pannello relativo all'interruttore *trim interrupt* e dell'alternate *stabilizer trim system*. L'interruttore *trim interrupt*, privo di guardiola, è in posizione normale.



Foto 42: particolare della parte posteriore del pannello che evidenzia i danni conseguenti l'impatto e l'incendio.

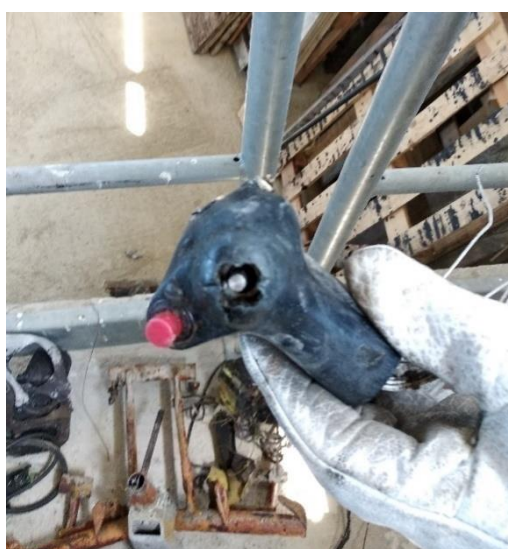


Foto 43: unica porzione di impugnatura della barra di comando rinvenuta. L'interruttore del comando trim privo di *pulsante* esterno (*hat switch*) presentava ancora la parte interna meccanicamente funzionante.



Foto 44: particolare del pannello dei *circuit breaker* con interruttori da 10 AMP dell'attuatore del trim dello stabilizzatore o pitch trim. la parte posteriore era completamente mancante e pertanto gli interruttori erano liberi di muoversi e pertanto privi di valenza investigativa.

Sintesi delle evidenze

- L'aereo ha subito gravissimi danni in seguito all'impatto e l'incendio scaturito in seguito ad esso ha provocato ulteriori gravi danni e la parziale distruzione del relitto.
- Le porzioni della linea dei comandi di volo che ancora erano nelle condizioni di poter essere osservate non hanno evidenziato segni di perdita di continuità non imputabili all'impatto.
- L'elevatore presentava danni riconducibili all'impatto, quali il distacco dei contrappesi e la separazione delle appendici (*horn*) contenenti i contrappesi. Il flettner tab era integro.
- I contrappesi degli alettoni sono stati trovati staccati. I danni ai contrappesi, compresa l'interfaccia intatta dei bulloni con la struttura, indicano un distacco al momento dell'impatto.
- La posizione degli attuatori a vite dei flap indica che questi erano stati completamente retratti.
- L'attuatore del pitch trim è stato recuperato ed è stato trovato in una posizione che corrisponde alla posizione completamente a picchiare (bordo di uscita dello stabilizzatore orizzontale orientato verso il basso).
- I due interruttori relè attraverso i quali viene comandata l'alimentazione dell'attuatore del pitch trim sono stati localizzati ancora vincolati alla paratia parafiamma e sono stati prelevati per successiva indagine.

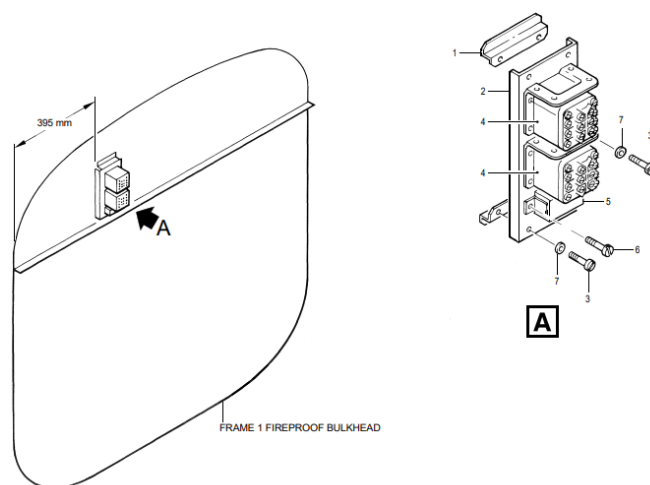


Figura 15: disegno della installazione dei relè che comandano l'attuatore del *pitch trim*.



Foto: 45: i relè che comandano l'attuatore del pitch trim prima della rimozione dal relitto.

1.12.4. Avarie connesse con l'evento

All'atto del sopralluogo è stata confermata la posizione completamente retratta dell'attuatore del pitch trim, corrispondente alla posizione completamente a picchiare del *pitch trim* (stabilizzatore orizzontale: bordo di uscita orientato verso il basso) al momento dell'impatto.

1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA

Dalla relazione autoptica si evince che il decesso dei piloti è avvenuto in maniera subitanea ed è dipeso dal grande traumatismo conseguente all'impatto. Non è emersa l'esistenza di preesistenti condizioni patologiche endogene, che possano aver contribuito al decesso. Non sono emerse evidenze di natura medica e patologica che possano aver influito sull'accadimento dell'evento.

1.14. INCENDIO

L'incendio sviluppatosi dopo l'impatto ha interessato principalmente la parte anteriore del velivolo ed è stato estinto dai Vigili del Fuoco intervenuti sul posto.

1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA

Non applicabile.

1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE

Non applicabile.

1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI

Operatore (esercente del velivolo) e normativa applicabile

Il PC-6 marche I-HSKC, di proprietà della società intestata ad un congiunto dell'istruttore pilota deceduto, era operato dalla società stessa e ceduto temporaneamente ad un ATO con base a Roma per l'attività di addestramento al class rating PC-6T di due piloti (*renewal* per il pilota deceduto) nei giorni 12 e 13 maggio 2021. Tale attività addestrativa sarebbe stata effettuata presso l'aeroporto di Ravenna. I piloti si sarebbero addestrati con l'istruttore pilota deceduto e con un istruttore esaminatore appartenente al suddetto ATO con cui i due candidati avrebbero poi sostenuto anche l'esame. Il documento avente per oggetto "Comunicazione impiego aeroscolastico velivolo Pilatus PC-6/B2-H4 – Reg. I-HSKC" inviato dall'ATO all'indirizzo di ENAC specificava:

- Inizio attività previsto 11/05/2021.
- Termine attività previsto 25/05/2021.

Dalla documentazione prodotta dall'ATO (statini di missione) che è stata fornita da ENAC risulta che l'attività addestrativa era stata completata il giorno precedente, 13 maggio, e che nella data del 14 erano previsti solamente gli esami.

Gli statini redatti e attestanti l'attività addestrativa del pilota deceduto riportano quanto segue:

- in data 12 maggio un volo effettuato con l'istruttore con cui avrebbe poi dovuto sostenere l'esame, della durata di 1 ora (training report mission 1, statino sottoscritto dal pilota in addestramento poi deceduto).
- In data 13 maggio un volo effettuato con l'istruttore poi deceduto, della durata di un'ora (training report mission 2, statino sottoscritto dal pilota in addestramento poi deceduto).
- In data 13 maggio un secondo volo effettuato questa volta con l'istruttore con cui avrebbe poi dovuto sostenere l'esame, della durata di un'ora (training report mission 3, dal quale risulta effettuata la manovra "*pitch trim failure*"; statino sottoscritto dal pilota in addestramento poi deceduto).
- In data 13 maggio un terzo volo effettuato sempre con l'istruttore con cui avrebbe poi dovuto sostenere l'esame della durata di un'ora (training report mission S.1 corretto a penna in "4", dal quale risulta effettuata la manovra "*electric trim failure*"; statino questa volta non sottoscritto dal pilota in addestramento poi deceduto).

La proprietà dell'aeromobile non ha comunque ricevuto formale comunicazione della conclusione dell'attività addestrativa.

1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI

1.18.1. Dichiarazioni testimoniali

Sono state acquisite alcune testimonianze di cui si riporta la sintesi.

Pilota istruttore della locale scuola di volo.

Un istruttore di volo della scuola basata sull'aeroporto di Ravenna, che conosceva bene i piloti coinvolti nell'incidente, ha dichiarato di avere sentito distintamente, all'orario corrispondente a quello dell'incidente, dalla sala operativa dove è presente una radio sintonizzata sulla frequenza di Ravenna Radio (123.505 Mhz, non registrata), la chiamata effettuata dal pilota in addestramento che riportava di essere posizionato in sottovento sinistro per RWY 26 del circuito di traffico; seguiva dopo circa un minuto una comunicazione che diceva concitatamente «È tuo, è tuo è tuo!» (riconosciuto come il pilota in addestramento) e l'altro pilota (riconosciuto come l'istruttore), dire in maniera più calma «Lascia! Lascia».

Piloti che avevano effettuato il volo precedente

I due piloti che avevano effettuato il volo precedente sul PC-6 con marche I-HSKC (un pilota istruttore ed esaminatore e un pilota che aveva sostenuto l'esame per il conseguimento del class rating PC-6) hanno fornito le seguenti informazioni di interesse per l'indagine:

- Nessuna anomalia era stata riscontrata nel volo precedente.
- Anche la *cloche* del posto di destra (normalmente rimossa per l'attività di lancio paracadutisti con un solo pilota a bordo) era ovviamente presente per i voli in questione e dotata di interruttore di comando del *pitch trim*.
- L'aeromobile è atterrato con 220 litri di carburante residuo ed il pilota appena esaminato aveva collaborato con il pilota istruttore poi deceduto a rifornire l'aeromobile con ulteriori 300 litri di carburante Jet A1.
- Non hanno osservato le operazioni in volo, in quanto si erano allontanati presso il bar della locale scuola di paracadutismo per il debriefing. Nel volo pianificato come successivo a quello dell'incidente, il pilota istruttore esaminatore, che aveva effettuato il primo volo, avrebbe effettuato il volo di esame per il conseguimento del *class rating* con il pilota coinvolto nell'incidente.

1.18.2. Registrazioni video

Sono state acquisite le registrazioni video delle telecamere di sicurezza dell'impianto di potabilizzazione Standiana (sito in punto di coordinate 44°21'14"N 12°13'52,8"E e distante circa 300 metri dal punto di impatto).

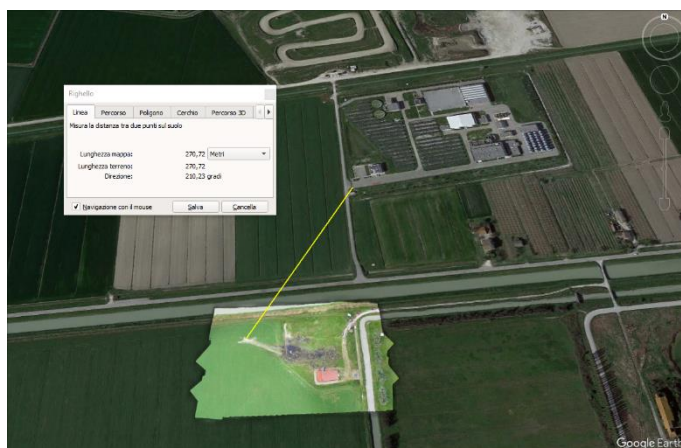


Foto 46: posizione della telecamera di sorveglianza rispetto al punto dell'incidente (mappe Google earth, ortofoto VVF).

In particolare, la telecamera orientata sul cancello principale (verso Sud-Ovest) ha ripreso le fasi terminali del volo con l'istante dell'impatto al suolo. L'orario rappresentato sul video è riferito all'orario locale che essendo l'ora legale in vigore alla data dell'incidente corrisponde a UTC+2 ore. Dall'istante 11.32'39,594" al momento dell'impatto (tempo del sistema di sorveglianza 11.32'40,992" la telecamera ha registrato 42 fotogrammi in cui si vede l'aeromobile scendere con una traiettoria avente angolo di discesa di circa 20° ed ali accentuatamente inclinate a destra.



Foto 47: sequenza di immagini tratte dal video della telecamera di sorveglianza.



Foto 48: fotogramma della telecamera di sorveglianza dell'aeromobile poco prima dell'impatto.

In considerazione della componente di velocità al suolo ricavata dal dato radar pari a 128 nodi (si veda paragrafo successivo), l'aeromobile su di un angolo di discesa di 20° ha impattato il suolo ad una velocità pari a 136 nodi.

1.18.4. Tracciati radar

Sono stati analizzati i tracciati radar forniti da ENAV S.p.A. La testata radar di Bologna (coordinate centro sistema $44^\circ 32' 18.313''$ N $11^\circ 16' 49.487''$ E) ha registrato 225 battute riferite al volo dell'incidente del PC-6 marche I-HSKC, dalle $09.10'20''$ alle $09.32'28''$. Il tempo di scansione è di cinque secondi. Dalla comparazione dei dati radar con le tracce al suolo emerge come ci sia uno scostamento dalla posizione reale di qualche centinaio di metri oltre che alcune battute "navigate" dal sistema radar in base all'ultima direzione registrata dell'aeromobile. Si è registrato anche uno sfasamento di circa 15 secondi con le registrazioni video. I dati sono tuttavia utili per ricostruire quanto effettuato nel breve volo, e dall'analisi complessiva si evidenzia che l'aeromobile aveva effettuato tre circuiti a vista per orientamento 26 con virate standard a sinistra e si stava apprestando ad effettuare il quarto circuito per un totale di circa 22 minuti di volo.

Si riassumono nella seguente tabella i tempi dei vari circuiti desunti dai dati radar con dati massimi registrati di altitudine (modo C) e velocità al suolo:

	Tempo inizio	Tempo fine	Altezza massima dal suolo	Velocità massima registrata	
1° Circuito	09.10'20"	09.15'44"	1000 ft ca.	99.13 kt	Foto 49
2° Circuito	09.16'59"	09.23'03"	1000 ft ca.	104.03 kt	Foto 50
3° Circuito	09.24'19"	09.29'22"	1000 ft ca.	111.69 kt	Foto 51
4° Circuito	09.30'27"	09.32'28"	1400 ft ca.	128.07 kt	Foto 52



Foto 49: trasposizione, su mappa Google Earth, del tracciato radar riferito al primo circuito con decollo e atterraggio per RWY26 che ha avuto luogo tra le 09.10'20" e le 09.15'44".

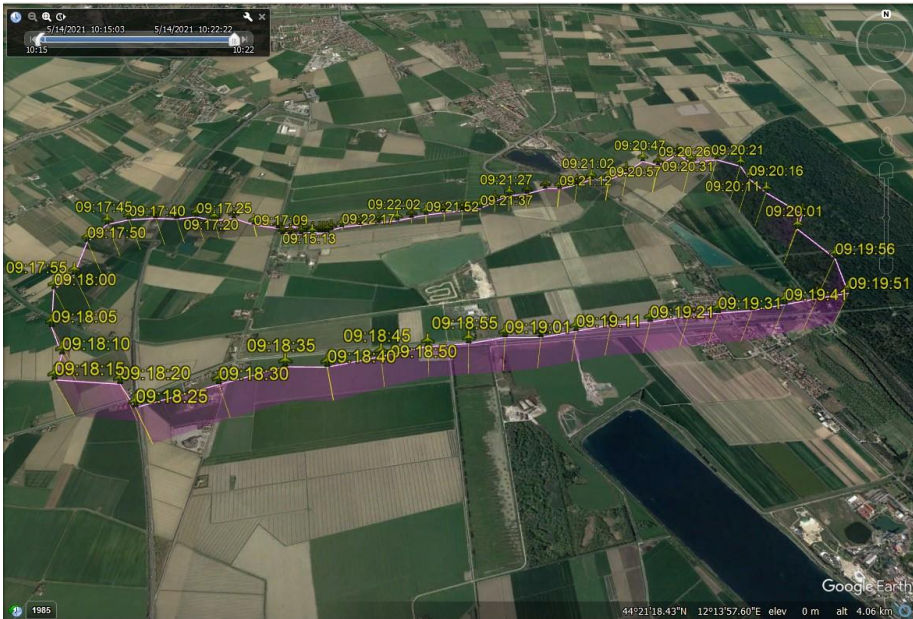


Foto 50: trasposizione, su mappa Google Earth, del tracciato radar riferito al secondo circuito con decollo e atterraggio per RWY26 che ha avuto luogo tra le 09.16'59" e le 09.23'03".

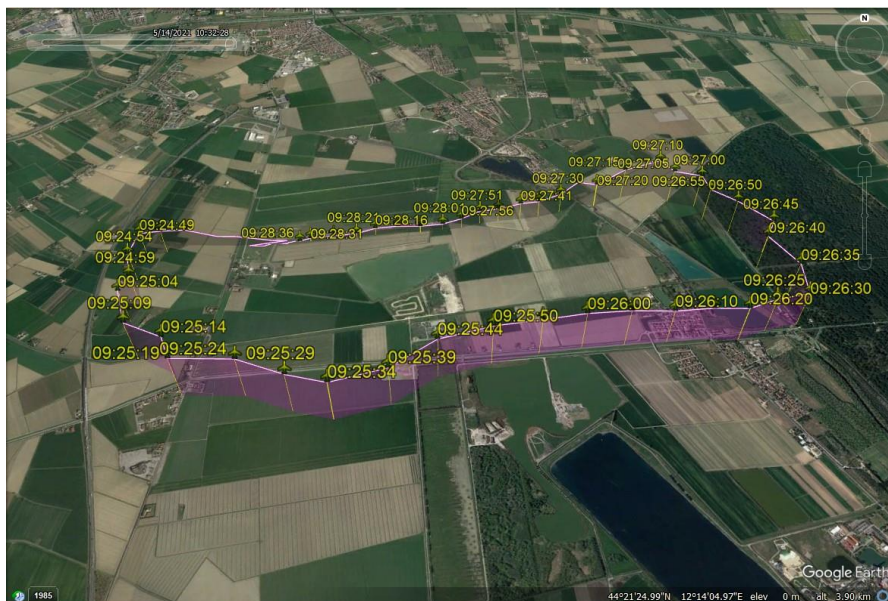


Foto 51: trasposizione, su mappa Google Earth, del tracciato radar riferito al terzo circuito con decollo e atterraggio per RWY26 che ha avuto luogo tra le 09.24'19" e le 09.29'22".

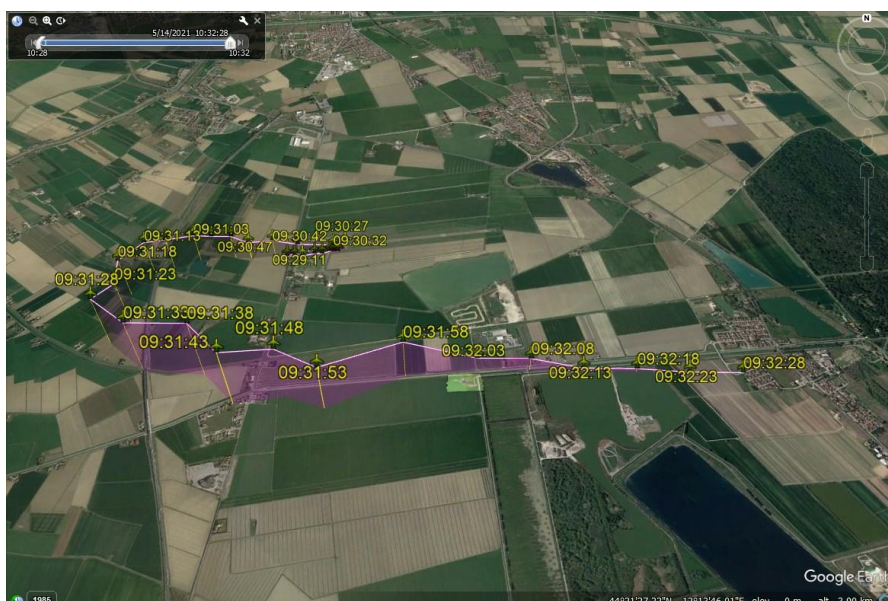


Foto 52: trasposizione, su mappa Google Earth, del tracciato radar riferito al quarto circuito interrotto con l'incidente in sottovento.

Il quarto circuito ha registrato un valore massimo di 1600 ft (Mode C basato sul 1013,2, corrispondenti a 1400 ft di altezza dal suolo sul QNH di 1008) alle 09.31'43" con una velocità al suolo di 82 kt. Da questo tempo ha inizio la discesa che si conclude con l'impatto verosimilmente al tempo 09.32'23" quando l'aeromobile ha una velocità al suolo di 128 kt. Nel tratto sottovento effettuato prima della perdita di controllo si riportano i seguenti dati:

orario	Altezza ft (approssimazione +/-100 ft)	velocità al suolo kt	Fase
09.30'27"	0	35	braccio decollo
09.30'32"	0	35	braccio decollo
09.30'37"	100	51	braccio decollo
09.30'42"	300	58	braccio decollo
09.30'47"	300	58	braccio decollo
09.30'52"	500	56	braccio decollo
09.30'58"	500	56	braccio decollo
09.31'03"	600	54	virata controbase
09.31'08"	700	58	virata controbase
09.31'13"	700	58	virata controbase
09.31'18"	900	62	controbase
09.31'23"	1100	65	controbase
09.31'28"	1200	68	virata sottovento
09.31'33"	1300	62	virata sottovento
09.31'38"	1400	74	sottovento
09.31'43"	1400	82	inizio discesa
09.31'48"	1300	84	discesa
09.31'53"	1100	88	discesa
09.31'58"	900	109	discesa
09.32'03"	200	128	discesa
09.32'08"	n/a	128	discesa
09.32'13"	n/a	128	discesa

1.18.4. Indagine sull'attuatore pitch trim

L'attuatore elettromeccanico lineare del *pitch trim*, p/n 483-3 *dual motor driven linear actuator*, prodotto da Electromech Technologies (Wichita, Kansas USA), dopo essere stato rimosso dal relitto è stato sottoposto ad un'analisi funzionale al fine di determinarne la capacità di funzionamento post-incidente, previa predisposizione di una procedura di lavoro (job card) basata sulla documentazione tecnica dell'apparato stesso.

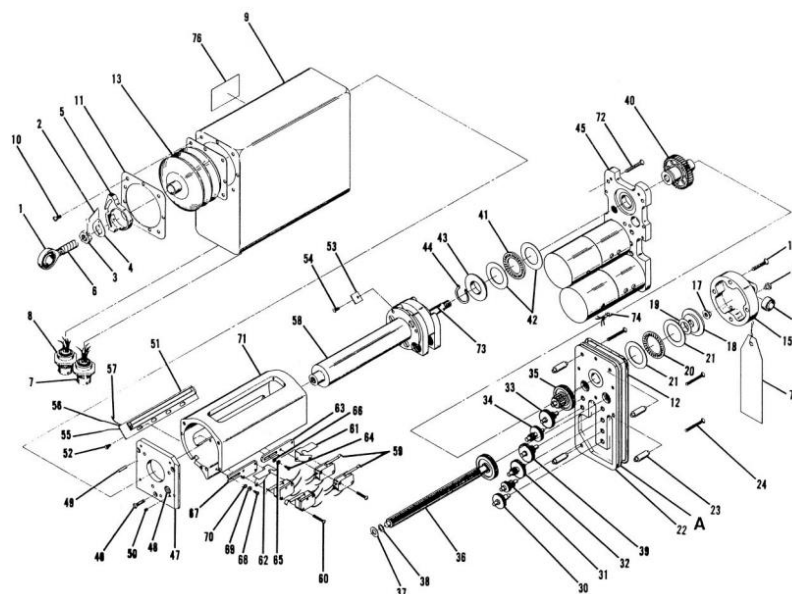


Figura 16: EM483-3 *dual motor driven linear actuator* (immagine tratta da OHM483-3 Electromech Technologies).

Alla ispezione visiva il componente appariva sporco, ammaccato in più punti, con evidenti segni di bruciatura o esposizione al calore.

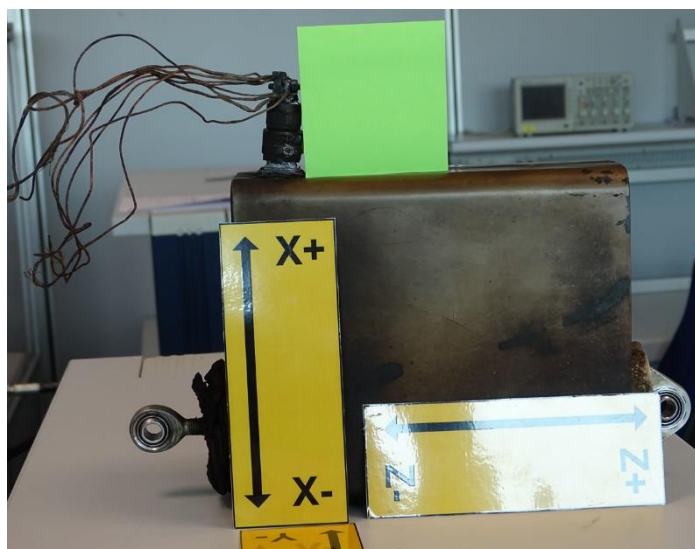


Foto 53: condizioni esterne del componente così come rimosso dal relitto.

All'apertura dell'attuatore la parte interna appariva in buone condizioni segno che l'elevato calore che aveva compromesso i componenti esterni all'attuatore non aveva avuto una durata o intensità sufficiente a trasmettere il calore verso l'interno del carter.

La componentistica interna appariva nelle seguenti condizioni:

- la doppia cascata di ingranaggi movimentati ciascuna da uno dei due motori elettrici, il primario ed il secondario, era in normali condizioni di esercizio.

- dei quattro switch di finecorsa, due per il sistema primario (fine-corsa esteso e finecorsa retrato) e due per il secondario (fine-corsa esteso e finecorsa retrato), i due switch di finecorsa “retrato” risultavano attivi (coerentemente con la posizione dello stelo dell’attuatore “retrato”). Degli altri due fine-corsa “esteso”, quello relativo al sistema secondario era in avaria.

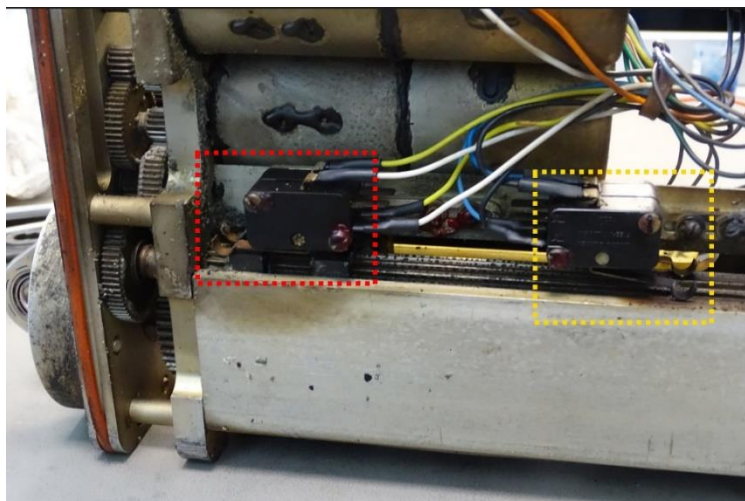


Foto 54: Interruttori finecorsa. Nel riquadro rosso i due interruttori relativi alla posizione di fine-corsa in retrazione, nel riquadro giallo relativi alla posizione di finecorsa in estensione.

Internamente lo stato dei cavi appariva buono ad ulteriore dimostrazione che all’interno dell’attuatore la temperatura non aveva raggiunto valori eccessivi.

Una volta collegati i cavi ausiliari, predisposti per alimentare il sistema, veniva azionato inizialmente il circuito primario a 28V, limitando la corrente a 10A.

- Le prove di estrazione e retrazione risultavano positive.
- I finecorsa scattavano correttamente e interrompono il movimento dello stelo.

Si collegava quindi il circuito secondario a 28V, limitando la corrente a 10A.

- La prova di retrazione era positiva e il finecorsa lavorava correttamente interrompendo il movimento dello stelo.
- In estrazione il motore funzionava correttamente mentre lo switch di finecorsa non funzionava e il movimento poteva essere interrotto solo togliendo l’alimentazione al motore.

Si montava quindi l’attuatore sul banco predisposto per il test a carico verificando che:

- alimentando il circuito primario l’attuatore lavorava correttamente, sia in estensione che in retrazione;

- alimentando il circuito secondario, anche in questo caso l'attuatore lavorava correttamente sia in estensione che in retrazione ma veniva confermato il malfunzionamento dello switch di fine corsa in estensione. Pertanto, il motore veniva fermato togliendo l'alimentazione;
- una volta alimentati entrambi i circuiti contemporaneamente, si verificava correttamente che, quando il primario lavorava in estensione, prevaleva rispetto al secondario alimentato in retrazione e viceversa.

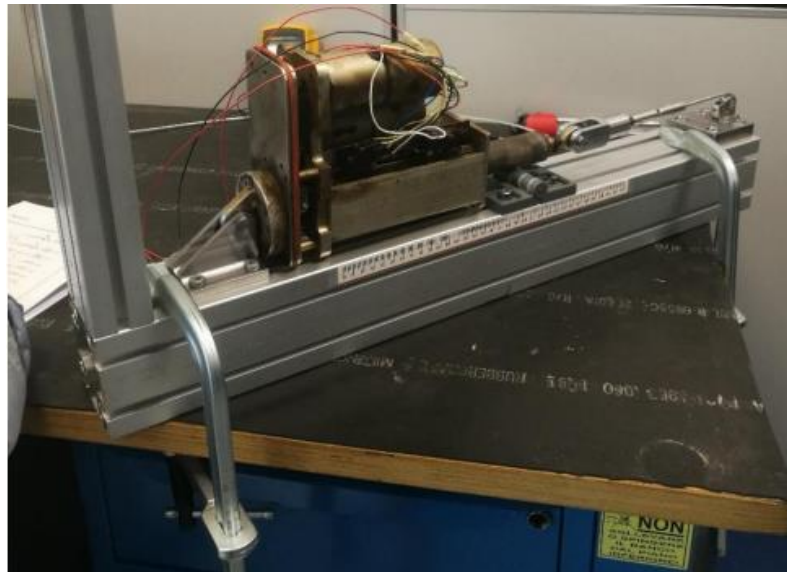


Foto 55: attuatore al banco di prova.

Si è analizzato infine il potenziometro indicante la posizione dell'attuatore, smontandolo dalla sua sede. Alcune misurazioni elettriche individuavano aree di funzionamento interposte ad aree non funzionanti. Dopo avere pulito le piste con alcool isopropilico, il potenziometro tornava a funzionare secondo i parametri indicati sul manuale di uso e manutenzione dell'attuatore, ma presentava ancora alcune zone lungo il suo tracciato interrotte elettricamente. Questo risulta evidente analizzando il grafico ricavato con l'oscilloscopio collegato al potenziometro alimentato a 5V.

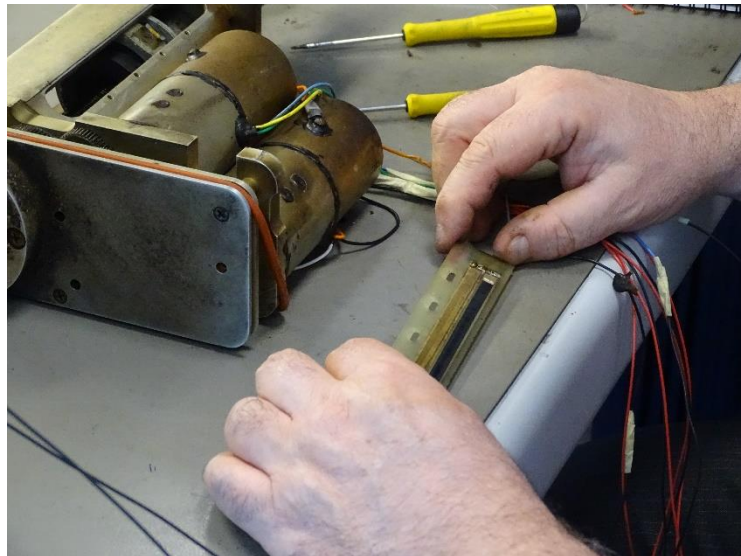


Foto 56: prove elettriche sul potenziometro smontato dalla sua sede.

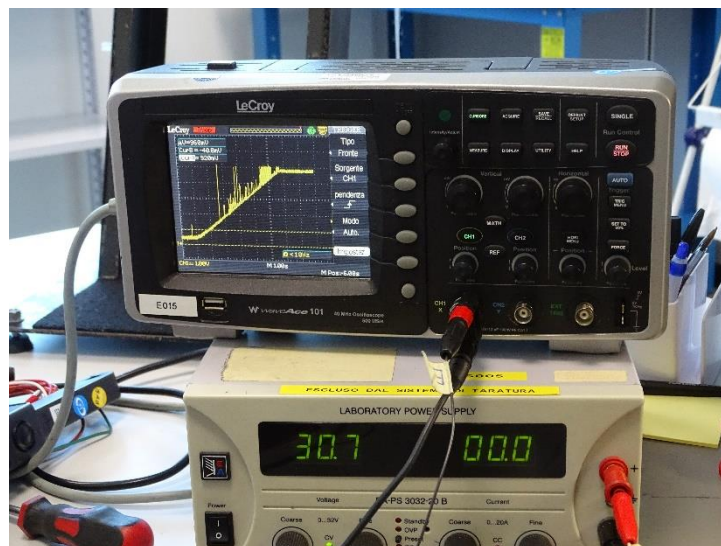


Foto 57: grafico della tensione del cursore durante la corsa dell'attuatore. Nell'intorno della posizione completamente retratta (parte alta a destra del grafico) c'è un'ampia fascia dove il potenziometro non restituisce correttamente il segnale.

In conclusione, anche dopo l'impatto, la funzionalità dell'attuatore lineare del *pitch trim* appariva regolare.

Indagine sui relè di controllo dell'attuatore pitch trim

I due relè tramite i quali l'attuatore viene alimentato elettricamente in retrazione od in estensione sono del tipo meccanico, prodotti dalla Leach Corporation California con p/n 9274-6205.



Foto 58: Leach Corporation California con p/n 9274-6205 in condizioni di efficienza.

L'attuatore del pitch trim entra in funzione solamente quando riceve alimentazione elettrica a 28V. L'alimentazione ha luogo in condizioni normali quando i *relè up* (K005 dello schema, riquadro giallo) o *down* (K006 dello schema, riquadro rosso) vengono chiusi, oppure quando viene azionato l'alternate trim switch (S020 dello schema, riquadro verde) che agisce sul motore alternato dell'attuatore lineare.

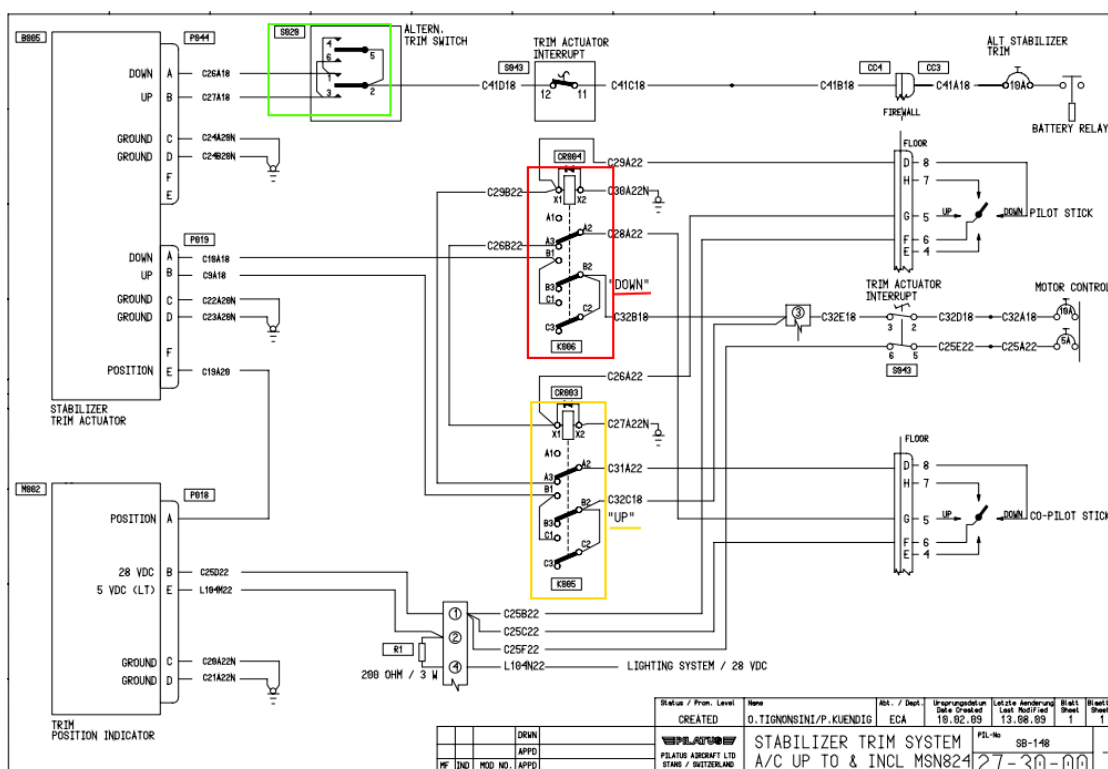


Figura 17: schema elettrico dello *stabilizer trim system*.

La condizione di non alimentazione dell'attuatore è descritta dalla condizione del relè raffigurata nella figura 17 ed in particolare con i contatti B2-B1 e C2-C1 aperti e B3-B2 e C3-C2 chiusi.

SCHEMATIC DIAGRAM
SCHEMAS

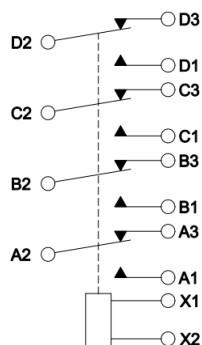


Figura 18: schema dei contatti elettrici del relè Leach p/n 9274-6205.

L'attuatore muove in retrazione quando il DOWN relè viene alimentato e avviene la commutazione con chiusura dei contatti B2-B1 e/o C2-C1.



Foto 59: relè Leach p/n 9274-6205 rimossi dai resti del velivolo.

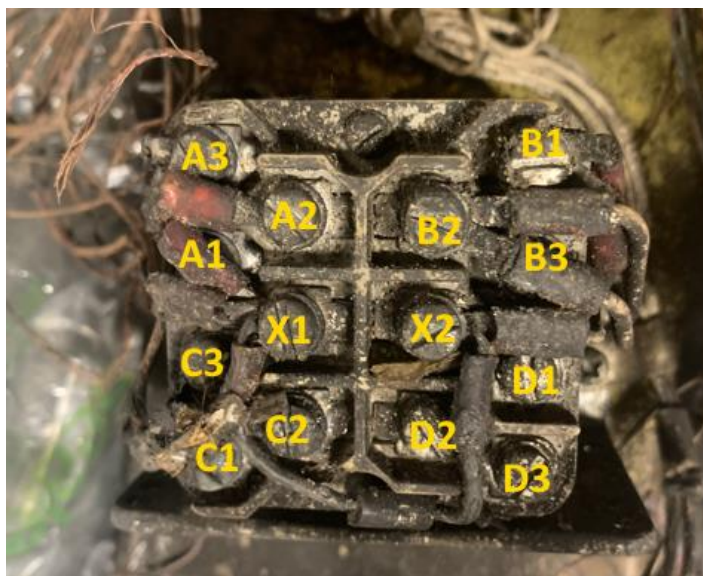


Foto 60: indicazione dei contatti del relè Leach p/n 9274-6205.

Sono state effettuate presso l'ANSV prove di continuità con il multimetro digitale su entrambi gli interruttori, dalle quali sono risultati i seguenti stati:

UP relè: valore di resistenza del coil (X1-X2) era di 93 ohm, come da specifica; normale stato di apertura (non continuità) dei contatti A1-A2, B1-B2, C1-C2, D1- D2 e di chiusura (continuità) dei contatti A2-A3, B2-B3, C2-C3, D2-D3.

DOWN relè: valore di resistenza del coil (X1-X2) era compreso tra i 92 e 94 ohm come da specifica; normale stato di apertura (non continuità) dei contatti A1-A2, B1-B2, C1-C2, D1- D2 mentre la chiusura (continuità) dei contatti era presente solo tra B2-B3 e C2-C3. I contatti A2-A3 e D2-D3 risultavano aperti e non fornivano continuità. Tale condizione di per sé non è in grado di provocare l'alimentazione dell'attuatore.

UP relay

Coil X1-X2: 93 ohm

A2 → A1 NO CONTINUITY (N)

A2 → A3 CONTINUITY (Y)

B2 → B1 NO CONTINUITY (N)

B2 → B3 CONTINUITY (Y)

C2 → C1 NO CONTINUITY (N)

C2 → C3 CONTINUITY (Y)

D2 → D1 NO CONTINUITY (N)

D2 → D3 CONTINUITY (Y)

DOWN relay

Coil X1-X2: 92-94 ohm

A2 → A1 NO CONTINUITY (N)

A2 → A3 NO CONTINUITY (N)

B2 → B1 NO CONTINUITY (N)

B2 → B3 CONTINUITY (Y)

C2 → C1 NO CONTINUITY (N)

C2 → C3 NO CONTINUITY (N)

D2 → D1 NO CONTINUITY (N)

D2 → D3 CONTINUITY (Y)

Figura 19: esiti del test elettrico effettuato sui relè.

Si è provveduto a sottoporre i due relè a scansione tomografica ai raggi X (CT scan), grazie alla quale è stato possibile osservare le condizioni interne dei contatti e, in particolare, confermare come la assenza della continuità tra i contatti A2-A3 e D2-D3 del relè down fosse imputabile alla posizione fisica delle relative superfici dei contatti, conseguente alla dislocazione del ponticello sottostante.

Dalla scansione si nota anche che la condizione di apertura dei contatti B1-B2 e C1-C2 era regolarmente garantita.



Foto 61: down relè - contatti A2-A3 e C2-C3 in posizione di apertura (normalmente chiusi).

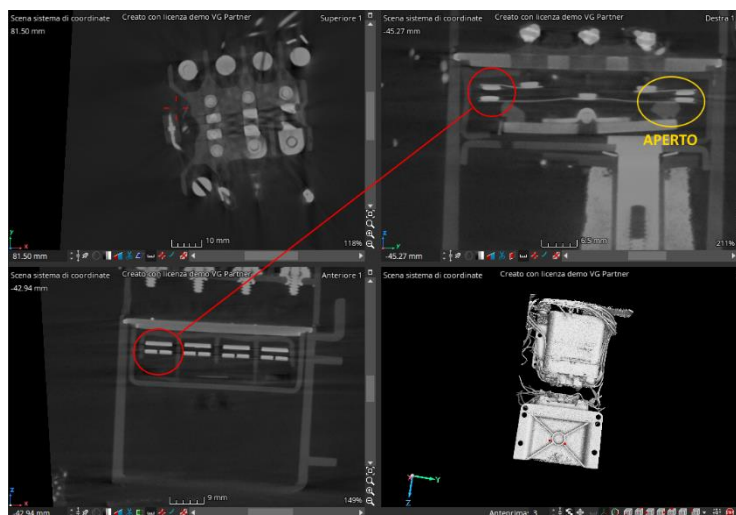


Foto 62: down relè - contatti A1-A2, B1-B2, C1-C2, D1- D2 normalmente aperti.

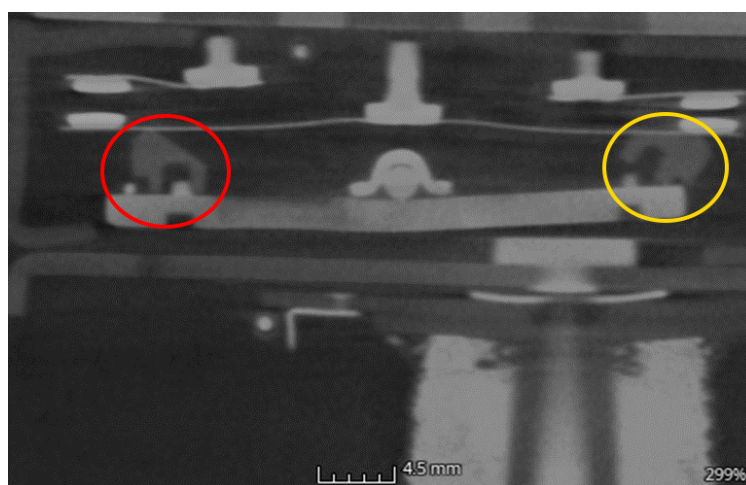


Foto 63: down relè - ponticello dislocato, verosimilmente in seguito all'urto (nel cerchio giallo).

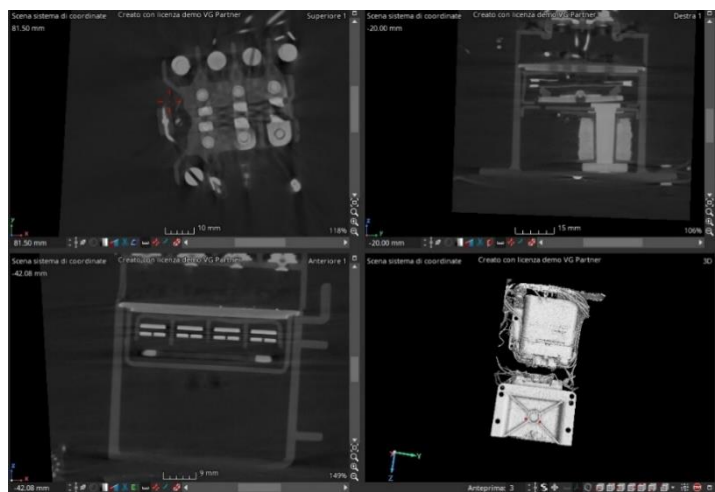


Foto 64: relè Leach p/n 9274-6205 (down), scansione raggi X tomografia assiale computerizzata CT scan.

L'osservazione al microscopio ottico ha evidenziato la presenza di vistose irregolarità delle superfici dei contatti di potenza B1/B2 e C1/C2, particolarmente marcate sui contatti appartenenti al relè DOWN.

Il contatto A1/A2 (foto 65 e 66), utilizzato per la logica della priorità del comando del trim del posto di sinistra ed il contatto D1/D2 (non utilizzato dalla logica del sistema), evidenziavano superfici sostanzialmente regolari con un limitato stato di usura.

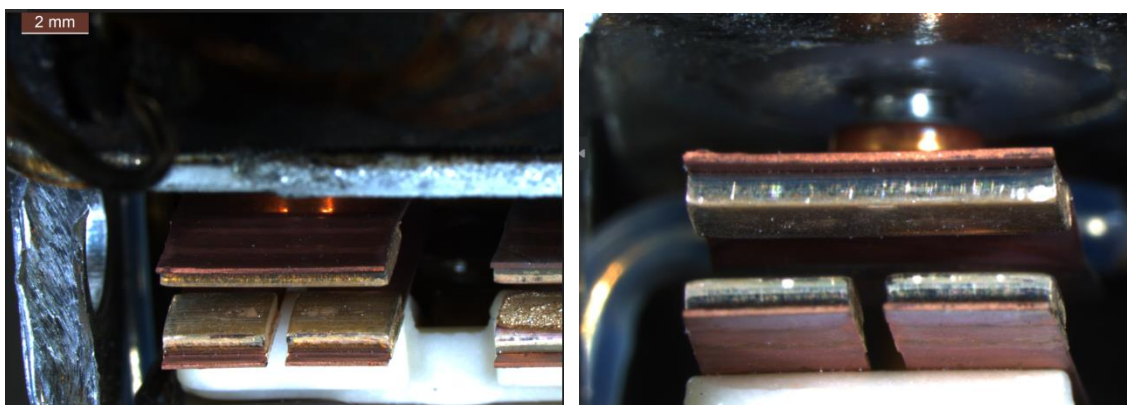


Foto 65 e 66: down relè contact A1/A2.

Si osservano evidenze di deterioramento delle superfici e segni di trasposizione di materiale sui contatti B1/B2, e C1/C2 del DOWN relè e sui contatti di potenza B1/B2, e C1/C2 dell'UP relè (foto da 67 a 74).

Sul contatto C1/C2 del DOWN relè si osserva una morfologia associabile ad una fusione localizzata (foto 69).

Sul contatto di potenza B1/B2 dell'UP relè, ed in misura minore sul contatto di potenza C1/C2 dell'UP relè, le superfici dei contatti che dovrebbero mostrarsi omogenee planari e regolari risultano invece in parte irregolari e parzialmente scavate (foto 71 e 73 in misura minore). Le superfici dei contatti B1/B2 del DOWN relè e B1/B2 dell'UP relè (foto 68, 72, 74) si mostrano altrettanto irregolari, ma con riporto di materiale, apparentemente asportato dai contatti complementari.

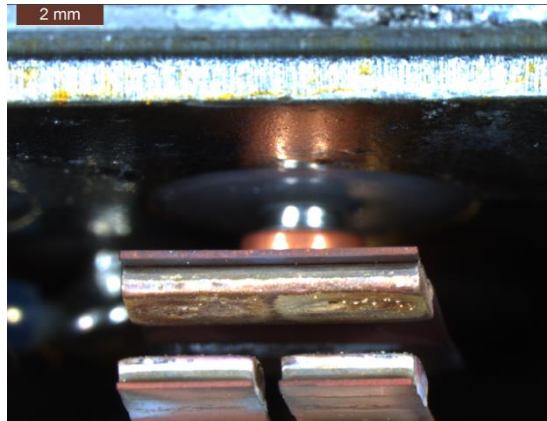
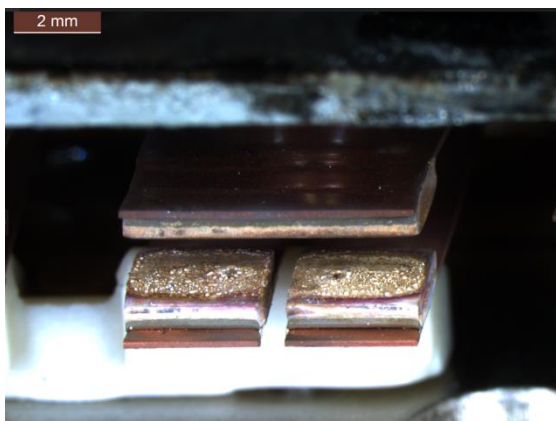


Foto 67 e 68: down relè power contact B1/B2.

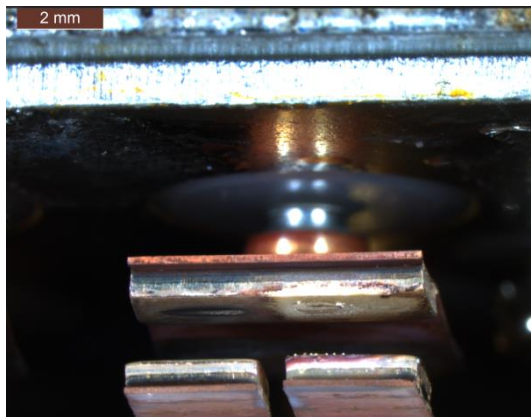
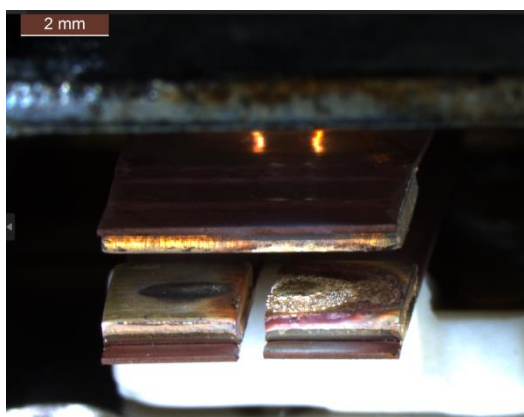


Foto 69 e 70 : down relè power contact C1/C2.

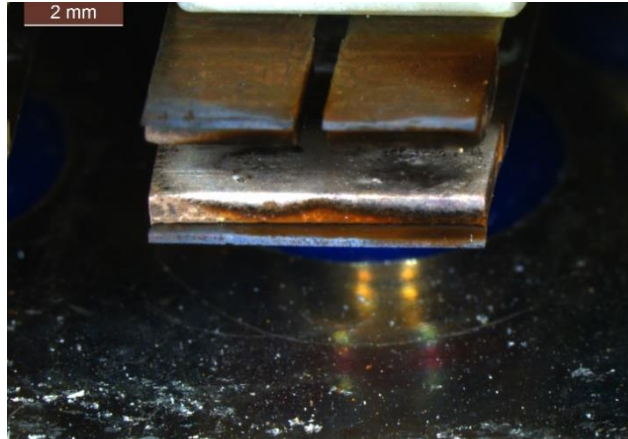
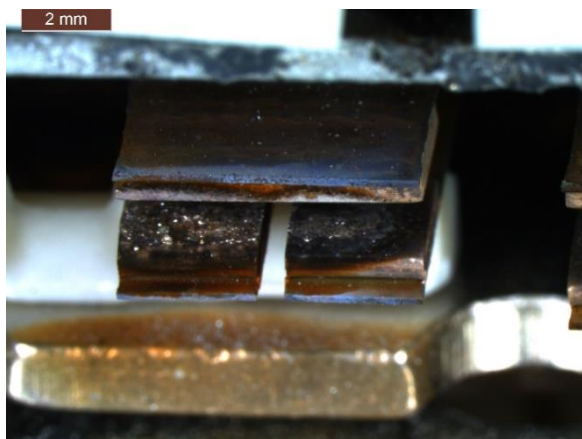


Foto 71 e 72: up relè power contact B1/B2.

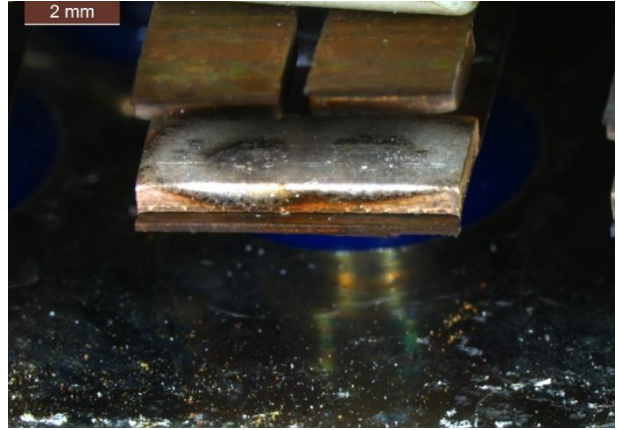
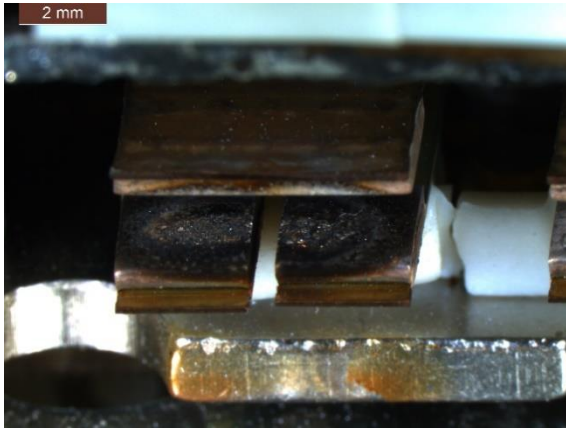


Foto 73 e 74: up relè *power contact* C1/C2.

Approfondimenti ed informazioni tecniche riferite alla introduzione dello *Stabilizer Electrical Actuator Trim System* e relativi aspetti certificativi.

Il primo modello di PC-6 è stato certificato il 1° dicembre del 1959 e nel corso degli anni è stato oggetto di numerose modifiche che hanno dato origine a differenti modelli. Il PC-6/B2-H2, modello del velivolo PC-6 con marche I-HSKC (MSN 779) alla uscita dalla linea di produzione, ovvero prima della modifica per ammodernamento, è stato approvato nel 1970. Il PC-6 modello B2-H4, standard al quale è stato poi ammodernato il velivolo I-HSKC nel 1997 è stato certificato il 20 novembre 1985.

Tra gli equipaggiamenti richiesti sul modello B2-H4 elencati sul TCDS (FOCA F56-10) figura lo *Stabilizer Trim Actuator* ELECTRO MECH EM 483, ovvero l'attuatore elettrico a doppio motore. I modelli di PC-6 precedenti a tale standard, tra i quali il B2-H2, infatti, erano dotati di un sistema di trim dello stabilizzatore attuato meccanicamente (mediante manovella) oppure mediante un attuatore a motore singolo.

Il B2-H4 è quindi nato con tale standard mentre il B2-H2 per poter essere ammodernato allo standard B2-H4 ha dovuto essere modificato con l'installazione di tale sistema.

Il Pilatus Service Bulletin No 148 dal titolo *Stabilizer Electrical Actuator Trim System* ha interessato tutti i velivoli Pilatus PC-6/B2-H2 Turbo Porter fino al MSN 844. La introduzione del SB è stata motivata dall'intenzione di convertire il sistema di trim dello stabilizzatore del Pilatus PC-6/B2-H2, attuato meccanicamente (manovella) oppure mediante un attuatore a motore singolo, allo standard del Pilatus PC-6/B2-H4 dotato di un attuatore elettrico a doppio motore con l'intenzione di garantire una maggior sicurezza del sistema grazie alla ridondanza del motore (*additional operational safety of a electrically operated actuator with a dual motor*).

Il SB148, raccomandato sul PC-6/B2-H2, deve obbligatoriamente essere applicato al fine di poter effettuare la conversione del B2-H2 allo standard B2-H4.

I documenti di certificazione del SB148 fanno parte della certificazione dell'aggiornamento del PC-6 a PC-6/B2-H4 in quanto il PC-6/B2-H4 è stato certificato essendo obbligatoriamente equipaggiato con il sistema di regolazione del trim elettrico *dual motor*.

Il PC-6 è stato certificato secondo le Civil Air Regulations (CAR) parte 3, che erano il predecessore del codice 14 dei regolamenti federali (CFR) parte 23 per quanto attiene gli Stati Uniti e della CS23 per quanto attiene la pertinenza EASA.

Le previsioni per la certificazione dell'aeromobile con riferimento al sistema del trim elettrico erano le CAR 3.

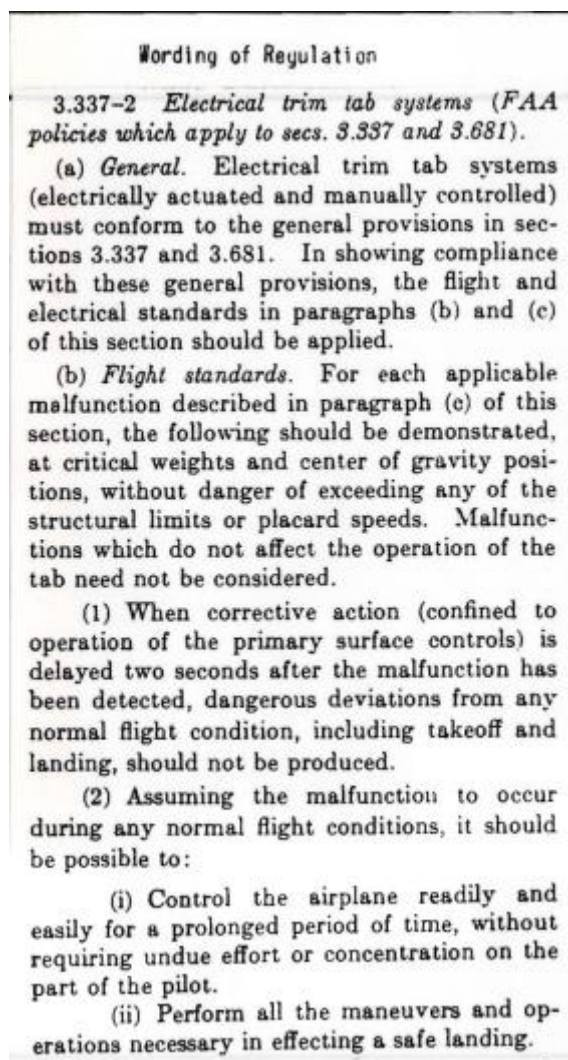


Figura 20: estratto da CAR 3.337-2 Electrical trim tab systems.

Nel 1984 sono stati effettuati i voli prova in seguito ai quali Pilatus ha compilato l'Engineering Report n° ER 6-6180 dal titolo "Flight test for compliance with requirements for the PC-6/H4 Turbo Porter" datato 21 ottobre 1985. La compliance alla quale si faceva riferimento erano appunto i requisiti previsti per il sistema TRIM (CAR 3.112) e TRIM RUNAWAY (CAR 3.337-2) ed in particolare 3.337-2 (B) *Flight standard (1) When corrective action (confined to operation of the primary surface controls) is delayed two seconds after the malfunction has been detected, dangerous deviations from any normal flight condition, including takeoff and landing, should not be produced.*

Il documento ER 6-6181 è stato generato per la certificazione di PC-6/B2-H4 nel 1985. Fornisce la dimostrazione della conformità con il paragrafo CAR3², Amdt. 3-1- fino a 3-7, §337-2(b)(1). Il paragrafo richiede: “Quando l’azione correttiva (limitata all’azionamento dei controlli primari di superficie) viene ritardata di due secondi dopo che il malfunzionamento è stato rilevato, non dovrebbero essere prodotte deviazioni pericolose da qualsiasi normale condizione di volo, inclusi il decollo e l’atterraggio”. La conformità a questo paragrafo è stata dimostrata compensando il trim in entrambe le direzioni con una deflessione corrispondente a un movimento di tre secondi. Gli sforzi di barra necessari sono stati misurati durante il test di volo per il caso peggiore a velocità di 125 KIAS e 150 KIAS fino all’interruzione.

La configurazione di test dell’aeromobile era a MTOW (2800 kg) e FWD CG (31%) con i flap retratti. Questa configurazione è stata considerata la configurazione più critica.

Ad una quota di 6000 ft sono stati simulati *pitch trim runaways* equivalenti a 3 secondi, ovvero escursioni dello stabilizzatore protratti per tre secondi in entrambi i sensi, cioè Nose Up e Nose Down. Sono state misurate le forze risultanti sulla barra necessarie per mantenere l’aereo in assetto livellato.

Il giudizio finale è stato il seguente:

It is shown that the requirements of CAR 3.337-2 are fulfilled. The worst case tested was from a trim speed of $V_D = 151$ KIAS to trim 3 seconds nose down and then pull back to hold level flight. A stick force of 250N was necessary to hold level flight. The power and speed can then be reduced and a safe landing can be done without undue effort or concentration for the pilot.

Le regole CAR 3 non richiedevano la produzione di uno studio di valutazione dei rischi funzionali per dimostrare la sicurezza dell’aeromobile. Pilatus ha quindi redatto nel 2017 un Engineering Report che ha per PC-6 Aircraft Level Functional Hazard Assessment. Scopo del documento è quello di supportare il processo di aeronavigabilità continua per la classificazione dei livelli di gravità degli eventi, per supportare l’assegnazione di adeguate classi di sicurezza alle parti della struttura del PC-6 e creare un’analisi di riferimento per progetti futuri che introdurranno eventualmente modifiche al design del PC-6.

² Le Civil Air Regulations (CAR) facevano parte della base di certificazione originale per gli aeromobili certificati per la prima volta negli anni '40, '50 e '60 dalla Civil Aviation Authority (CAA). Pertanto, le CAR sono il riferimento per questi velivoli più vecchi o come standard per modifiche minori ai progetti di velivoli più vecchi. Le CAR 3— Airplane Airworthiness—Normal, Utility, Acrobatic, and Restricted Purpose Categories erano la regolamentazione applicabile per la tipologia di aeromobile del PC-6.

Tale FHA è stata pubblicata seguendo le linee guida fornite nella norma SAE ARP 4761 e la classificazione delle fasi in cui avvengono le condizioni di guasto così come previste nella AC-23.1309-1E. La definizione delle funzioni base del livello dell'aeromobile e della relativa gravità si basa sulla somiglianza con altri FHA riferiti ad altri aeromobili Pilatus e sulle prove provenienti dal processo di aeronavigabilità continua.

A proposito del *Control of attitude and flight path, 03.01.04 Pitch trim runaway* in fase di decollo (da 0 a 35 ft), il documento specifica che l'effetto dell'avaria è l'impossibilità dell'equipaggio a contrastare gli sforzi sui comandi di volo (*Crew is not able to cope with the loads on the primary flight control*). La severità delle conseguenze è classificata come catastrofica e la nota a commento indica che la severità della conseguenza assume che il pilota, per l'elevato carico di lavoro nella manovra di decollo, potrebbe non agire in tempo sull'interruttore del trim (*"that high workload of take-off phase does not allow to command the pitch trim interruption in due time"*). Il medesimo documento specifica che per le altre fasi di volo, fatta eccezione per il decollo, la severità delle conseguenze è classificata come "major"³.

Relè limite di vita

Ogni volta che i contatti di un interruttore elettromeccanico, di un relè o di un contatore vengono aperti o chiusi, si verifica una certa usura dei contatti. Le fonti dell'usura sono le alte densità di corrente in aree microscopiche e l'arco elettrico. L'usura dei contatti comprende il trasferimento di materiale tra i contatti, la perdita di materiale di contatto dovuta a schizzi ed evaporazione e l'ossidazione o la corrosione dei contatti dovuta alle alte temperature ed agli agenti atmosferici.

Quando una coppia di contatti è chiusa, solo una piccola parte della superficie è in contatto a causa di asperità e pellicole a bassa conduttività. A causa della costrizione della corrente in un'area molto piccola, la densità di corrente diventa spesso così elevata da fondere una porzione microscopica del contatto. Durante la transizione da chiuso ad aperto, si forma un microscopico ponte fuso che alla fine si rompe in modo asimmetrico, trasferendo materiale tra i contatti e aumentando la rugosità della superficie. Se parte del materiale di fusione si

³ Failure conditions that would reduce the capability of the airplane or the ability of the crew to cope with adverse operating conditions to the extent that there would be a significant reduction in safety margins or functional capabilities; a significant increase in crew workload or in conditions impairing crew efficiency; or a discomfort to the flight crew or physical distress to passengers or Cabin crew, possibly including injuries.

solidifica mentre i contatti sono chiusi, il contatto può rimanere chiuso a causa di una micro-saldatura, simile alla saldatura a punti.

Come già detto, i due relè, tramite i quali l'attuatore viene alimentato elettricamente in retrazione od in estensione, sono del tipo meccanico, prodotti dalla Leach Corporation California con p/n 9274-6205.

Le specifiche tecniche del costruttore del componente ne garantiscono il funzionamento per un numero di cicli (numero di attivazioni) non inferiore a 50.000.

La documentazione manutentiva del costruttore dell'aeromobile indica che i relè non sono soggetti a un limite di vita. Sono particolari "*on condition*" e qualsiasi difetto deve essere rilevato da una delle ispezioni seguenti:

- annual inspection (100 ore/ogni anno),
- partial overhaul (3500 ore, ogni 7 anni),
- complete overhaul (7000 ore, ogni 14 anni).

Con riferimento all'item *Horizontal Stabilizer Trim System Functional test* (iaw AMM 27-40-00, Page Block 501) è previsto un esame dei cavi, plug, connessioni, relè e morsettiere nell'area del cockpit (*Examine Cables, plugs, connectors, relays, terminal blocks in the cockpit area*).

L'AMM richiede che un componente trovato difettoso durante l'ispezione o la revisione debba essere sostituito.

CS 23.677 Trim systems

Le specifiche di certificazione CS23 attualmente applicabili per la classe dell'aeroplano coinvolto nell'incidente richiedono al punto CS 23.677 Trim systems: deve essere dimostrato che il velivolo è controllabile in sicurezza e che il pilota è in grado di eseguire tutte le manovre e le operazioni necessarie per effettuare un atterraggio in sicurezza a seguito di una probabile perdita di controllo del sistema trim che ci si può ragionevolmente aspettare in operazioni, consentendo un adeguato ritardo dopo il riconoscimento da parte del pilota della perdita di controllo del sistema di assetto. La dimostrazione deve essere effettuata con i pesi e le posizioni critiche del velivolo e del centro di gravità⁴.

⁴It must be demonstrated that the aeroplane is safely controllable and that the pilot can perform all the manoeuvres and operations necessary to effect a safe landing following any probable powered trim system runaway that reasonably might

Per quanto attiene all'adeguato ritardo dopo il riconoscimento, (ovvero *deviation from the intended flight path, abnormal control movements, or a warning from a reliable warning system*) per le fasi di decollo, avvicinamento ed atterraggio il tempo è di un secondo. Per le fasi di salita, crociera e discesa il tempo di reazione è considerato di tre secondi.

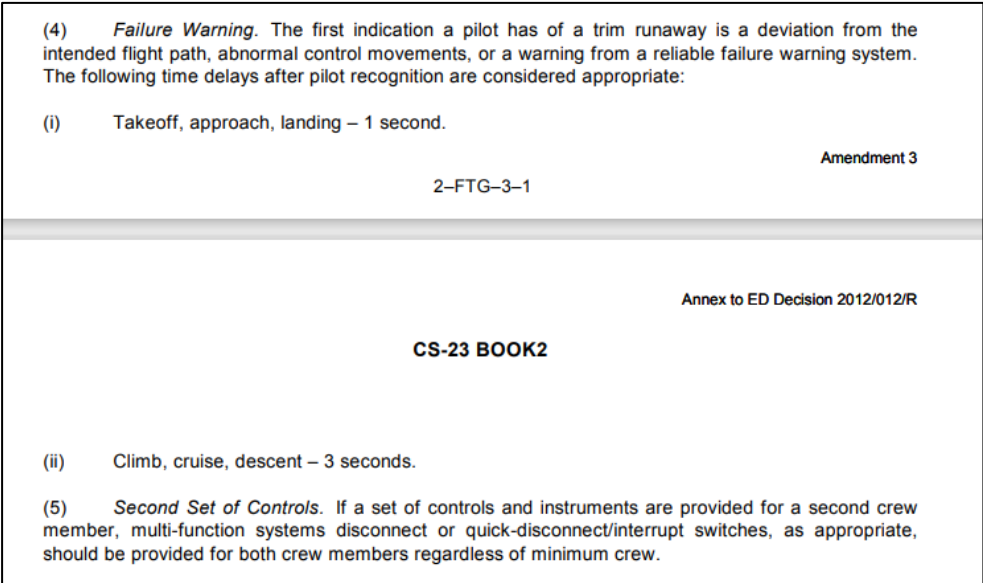


Figura 21: estratto da CS-23 che riporta i tempi di reazione in caso di *trim runaway* nelle varie fasi di volo.

I limiti di sforzi di barra previsti dalla CS 23 sono in caso di aeromobile equipaggiato con barra di controllo (*stick*) per applicazione temporanea sull'asse di beccheggio (*pitch*) 267 N ovvero circa 27 kg.

be expected in service, allowing for appropriate time delay after pilot recognition of the trim system runaway. The demonstration must be conducted at the critical aeroplane weights and centre of gravity positions.

Values in Newton (pounds force) applied to the relevant control	Pitch	Roll	Yaw
For temporary application –			
Stick	267 N (60 lbf)	133 N (30 lbf)	-
Wheel (two hands on rim)	334 N	222 N	-
Wheel (one hand on rim)	(75 lbf)	(50 lbf)	-
Rudder pedal	222 N (50 lbf)	111 N (25 lbf)	667 N (150 lbf)
For prolonged application –	-	-	89 N
	44,5 N (10 lbf)	22 N (5 lbf)	(20 lbf)

Figura 22: tabella estratta dalla CS-23 riferita ai limiti dei valori massimi di sforzi applicati ai comandi di volo.

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. DINAMICA DELL'INCIDENTE

Il giorno 14 maggio 2021 alle ore 09.10'20" circa il velivolo, con al posto di sinistra il pilota in fase di conseguimento (*renewal*) di class rating PC-6, e al posto di destra (con doppi comandi installati), il pilota istruttore CRI, decollava per RWY26 dell'aeroporto di Ravenna ed effettuava pratica di atterraggi con l'effettuazione di tre circuiti che avevano luogo rispettivamente nella finestre temporali comprese tra le ore 09.10'20" e le 09.15'44" (primo circuito), tra le ore 09.16'59" e le 09.23'03" (secondo circuito) e tra le ore 09.24'19" e le 09.29'22" (terzo circuito). Nei detti circuiti l'aeroplano in sottovento raggiungeva una altezza massima di 1000 piedi circa.

Il quarto circuito aveva inizio alle 09.30'27" ed alle 09.31'43" si registrava, a differenza dei precedenti circuiti, una altezza dal suolo dell'aeromobile di 1400 piedi. Da questo tempo, corrispondente circa alla verticale di un punto al suolo compreso tra la strada E55 e Borgo Faina, sul braccio sottovento con una GS iniziale di 82 kt aveva luogo una discesa con rateo finale computato di circa 8000 ft/min che si concludeva con l'impatto al suolo ad una velocità di 136 nodi (GS 128 kt circa) con accentuata inclinazione a destra e circa 20° di assetto a muso basso. All'impatto il velivolo si distruggeva, incendiandosi.



Foto 75: traiettoria del PC-6 I-HSKC.

I testimoni ascoltati nel corso dell’inchiesta hanno riferito di avere sentito una trasmissione sulla frequenza locale in cui un pilota (riconosciuto come il pilota in addestramento), circa un minuto dopo avere riportato la posizione di sottovento per RWY26, avrebbe detto: “è tuo, è tuo, è tuo”, mentre l’altro (pilota CRI) avrebbe detto: “lascia, lascia”.

2.2. FATTORE TECNICO

In considerazione del peso specifico di 0.8 kg/l del kerosene l’aeromobile imbarcava 352 kg di carburante ai quali si aggiungevano 180 kg in totale per i due piloti, ottenendo i seguenti dati:

	Peso (kg)	Braccio (m)	Momento (kgm)	CG %MAC
Aereo vuoto	1367,7	3,33	4554,4	
Piloti	180	3,05	549	
Carburante	352	3,93	1383,36	
Totale	1899,7	3,4146	6486,76	21,4%

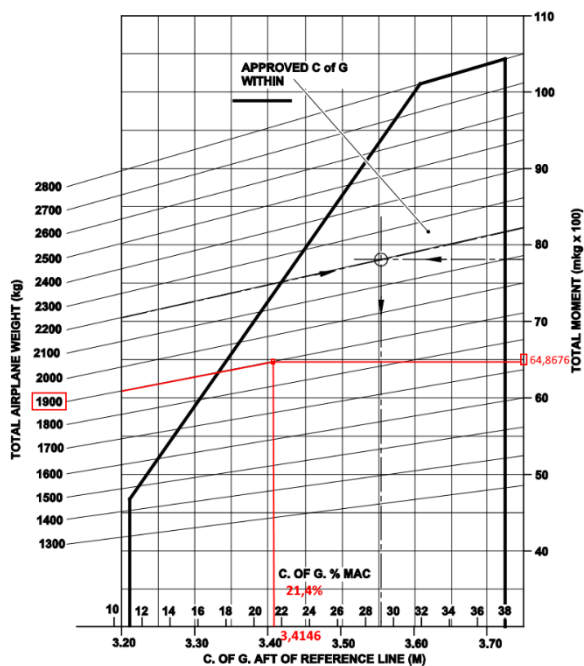


Figura 23: tabella carico e centraggio (C of G loading chart) da AFM rappresentante la situazione stimata al momento dell'incidente.

Il CG era nei limiti ed in posizione avanzata.

L'attuatore lineare elettromeccanico del sistema pitch trim, p/n 483-3 *dual motor driven linear actuator*, prodotto da Electromech Technologies (Wichita, Kansas USA), è stato rinvenuto in posizione di completa retrazione, corrispondente alla posizione a fine corsa a picchiare del trim stabilizzatore. Sebbene fosse stato soggetto alle forze dell'impatto e all'esposizione al fuoco successiva all'impatto, il componente, testato al banco, funzionava regolarmente sia azionando il motore principale che il motore alternato. L'inefficienza del microinterruttore del fondo corsa in estensione completa del motore alternato, verosimilmente conseguenza dell'urto, si considera influente sulla dinamica dell'evento ed in nessun modo potrebbe contribuire al posizionamento dell'attuatore a fondo corsa a picchiare.

La anomalia del segnale riscontrata sul potenziometro per la indicazione della posizione dell'attuatore e quindi del pitch trim, qualora non fosse stata conseguenza dell'incidente e della esposizione alle alte temperature, avrebbe potuto fornire indicazioni sul visivo non corrette in alcuni campi di funzionamento del trim, tra le quali quella completamente a picchiare. Tuttavia, in volo ed in condizioni normali, la regolazione del trim non viene fatta in base alle indicazioni fornite dal visivo ma in relazione agli sforzi di barra percepiti e pertanto non si considera una tale possibile avaria condizione sufficiente a causare una regolazione in volo del trim completamente fuori equilibrio. Potrebbe tuttavia avere contribuito negativamente sulla consapevolezza dell'insorgenza di una eventuale avaria e sui tempi di reazione, anche in considerazione della assenza di un warning relativo all'insorgenza di un trim *runaway*.

I due relè recuperati, sono stati sottoposti ad un test di continuità elettrica e misura di resistenza. Il relè di comando UP è risultato rispondente alle specifiche, mentre il relè di comando DOWN ha evidenziato lo stato di mancanza di continuità tra i contatti A2/A3 e C2/C3, che però non è una condizione tale da poter causare un passaggio di corrente non comandata all'attuatore. I due relè sono stati sottoposti a scansione tomografica ai raggi X che ha permesso di osservare il motivo della mancanza della suddetta continuità tra i contatti A2/A3 e C2/C3 del relè DOWN, ovvero la rottura, verosimilmente in conseguenza dell'urto, del ponticello di supporto di detti contatti ed ha permesso di verificare lo stato di apertura dei contatti B2/B1 o C2/C1, che invece devono essere chiusi per poter alimentare l'attuatore.

Una condizione tale da poter causare un passaggio di corrente non comandata all'attuatore è stata invece notata, quando i relè sono stati sezionati per poter procedere ad una osservazione fisica delle superfici dei contatti.

L'osservazione al microscopio ottico ha evidenziato la presenza di vistose irregolarità delle superfici dei contatti di potenza B1/B2 e C1/C2 particolarmente marcati sul relè relativo al comando DOWN.

In particolare, si sono osservati segni associabili a sovratemperatura e segni di una fusione localizzata. Tra le modalità di guasto dello specifico relè, per motivi meccanici o elettrici, figura il blocco in stato di chiusura. Tale malfunzionamento provoca l'alimentazione continua del circuito causando un movimento non comandato dello stabilizzatore (*pitch trim runaway*). I contatti B2 e C2 del relè UP e DOWN sono sempre collegati direttamente al bus della batteria quando il CB STAB TRIM e l'interruttore TRIM ACTUATOR DISCONNECT sono chiusi. Pertanto, qualsiasi condizione involontaria che chiuda il contatto tra B2 e B1 (o tra C2 e C1) in uno dei due relè fornirà energia elettrica all'attuatore del pitch trim. Se ciò si verifica nel relè UP, l'alimentazione arriva al pin B dell'attuatore, provocandone l'estensione. Se si verifica nel relè DOWN, l'alimentazione va al pin A dell'attuatore, che si ritrae. Uno scenario plausibile è che i punti di contatto elettrico all'interno del relè si fondano (o si saldino) a causa dell'arco di corrente che lo attraversa quando i contatti si chiudono. È anche possibile che col tempo la superficie dei punti si deteriori e diventi ruvida a causa dei piccoli archi e che questi punti poi si blocchino fisicamente. In conseguenza di ciò, quando il pilota rilascia l'interruttore di trim e il solenoide del relè viene diseccitato, i contatti non si separano e il flusso di corrente non viene interrotto, causando il funzionamento continuo e involontario dell'attuatore. In conclusione, la configurazione anomala inizialmente riscontrata sul relè DOWN non avvalorerebbe lo scenario di un *pitch trim runaway* causato dal malfunzionamento del relè, perché i contatti B2/B1 o C2/C1 non sono stati rinvenuti chiusi e le anomalie osservate sul relè DOWN (assenza di continuità tra A2/A3 e C2/C3) non sono considerate un fattore causale dell'incidente perché (come detto sopra) in genere non avrebbero portato a una condizione di *pitch trim runaway* ed è più plausibile che la condizione sia stata causata dall'impatto. Tuttavia, ciò non esclude la possibilità che fossero rimasti temporaneamente bloccati prima dell'impatto come i segni rinvenuti sulle superfici dei contatti suggeriscono e che siano stati riaperti dalle forze d'urto.

Il relè (p/n 9274-6205) è un componente considerato *on condition* dal costruttore dell'aeromobile, non soggetto quindi a limite di vita, a fronte di specifiche tecniche da parte

del costruttore del relè che ne garantirebbero il funzionamento per un numero di cicli non inferiore a 50.000.

Il sistema di controllo del pitch trim è oggetto di verifiche funzionali periodiche. Detto controllo del sistema pitch trim è una verifica funzionale ed esterna, che non può verificare lo stato dei contatti interni al relè. Infatti, dal momento che il relè è un componente sigillato, non è possibile effettuare verifiche fisiche e visive dello stato interno dei contatti e pertanto la prova si limita a verificare il regolare funzionamento tramite il test funzionale.

Le 50000 attivazioni del relè garantite dal costruttore potrebbero essere facilmente raggiunte nella vita di un aeromobile come il PC-6, considerato il numero elevato di azionamenti per ciascun volo, in particolare se si considera l'impiego per lancio di paracadutisti (con profili di volo caratterizzati da continua variazione di ratei di velocità verticale e del carico).

Non si ha evidenza che dalla data di introduzione del SB148 sul velivolo con marche I-HSKC, avvenuta nel marzo 1997, i relè del pitch trim siano stati sostituiti.

In considerazione dell'invecchiamento della flotta, il deterioramento delle superfici dei contatti dei relè potrebbe non essere necessariamente un caso isolato al velivolo oggetto di indagine ma potrebbe essere presente anche su altri aeromobili.

Secondo i tempi forniti dal costruttore dell'aeromobile, il *pitch trim* impiega 6-10 secondi per comandare lo stabilizzatore, sotto carico nominale, dal green range al fondo corsa a picchiare, mentre, in assenza di carichi aerodinamici 3-4 secondi.

La procedura di emergenza prevede, come azioni immediate, la riduzione della velocità all'aria e l'interruzione dell'alimentazione sia al sistema principale che al sistema alternato mediante l'azionamento dell'interruttore, protetto da guardiola, "interrupt trim" switch.

Per quanto sopra, l'avaria è *time critical*, nel senso che, qualora non interrotta immediatamente, potrebbe comportare la generazione di sforzi di barra tali da rendere molto difficoltoso il controllo del velivolo.

Nel caso specifico l'aeromobile aveva ormai completato la manovra di decollo, si trovava nel braccio sottovento del circuito di avvicinamento per l'atterraggio, con una configurazione tipica del volo in crociera, ad una altezza dal suolo limitata. Sebbene in fase di avvicinamento, il livello energetico e la configurazione erano assimilabili alla fase di crociera, non si può trascurare la penalizzazione della limitata altezza dal suolo disponibile. Per tale fase nei voli di certificazione la *compliance* con le norme CAR che prevedevano un *delay* di due secondi, era stata dimostrata.

Ad una quota di 6000 ft sono stati simulati *pitch trim runaways* equivalenti a 3 secondi, ovvero escursioni dello stabilizzatore protratti per tre secondi in entrambi i sensi, cioè *nose up* e *nose*

down. Sono state misurate le forze risultanti sulla barra necessarie per mantenere l'aereo in assetto livellato.

Il giudizio finale è stato il seguente:

It is shown that the requirements of CAR 3.337-2 are fulfilled. The worst case tested was from a trim speed of $V_D = 151$ KIAS to trim 3 seconds nose down and then pull back to hold level flight. A stick force of 250N was necessary to hold level flight. The power and speed can then be reduced and a safe landing can be done without undue effort or concentration for the pilot.

Potrebbero presentarsi situazioni in cui il pilota potrebbe non realizzare immediatamente la presenza dell'avaria, per la quale, non sono presenti avvisi in cabina; infatti, il sistema *pitch trim* non presenta un *warning* per il *pitch trim runaway*, pertanto, il pilota si accorge dell'avaria solo per il tramite del progressivo (e rapido) aumento degli sforzi di barra. Questo risulta ancora più vero in fasi critiche del volo quando il velivolo è vicino al suolo.

Qualora tale scenario si presenti durante un livellamento od un cambio di assetto, l'insorgenza della avaria potrebbe essere ancora meno evidente.

È possibile che, in ragione della velocità del movimento della superficie dello stabilizzatore ed assenza di *warning*, l'azione di interruzione del sistema tramite *interrupt switch* dopo avere ridotto la velocità potrebbe avvenire con una escursione già avvenuta dello stabilizzatore tale da rendere difficoltoso il controllo del velivolo, poiché gli sforzi sui comandi rimarrebbero comunque presenti nonostante l'esclusione del sistema tramite il *trim interrupt*.

In tale circostanza, per eliminare gli sforzi sulla barra, il pilota dovrebbe applicare il *troubleshooting* agendo sui *circuit breaker* per capire (per esclusione) quale sia il sistema in avaria, gestendo al contempo una situazione di difficile controllo dell'aeroplano.

Inoltre, il pilota potrebbe non essere pronto ad esercitare una forza assolutamente inconsueta sulla barra, nell'ordine di 25 chilogrammi.

Pertanto, le conseguenze di un *pitch trim runaway* in caso di esigua altezza dal terreno disponibile, potrebbe avere conseguenze catastrofiche.

È il caso di ricordare che nel caso di un *trim runaway* a cabrare, non applicabile all'incidente in analisi, la superficie dello stabilizzatore a fondo corsa (in alcune configurazioni) provoca l'impossibilità di controllare l'aeromobile, poiché l'elevatore potrebbe non essere in grado di compensare il momento cabrante dello stabilizzatore.

2.3. FATTORE AMBIENTALE

Le condizioni meteorologiche e di traffico non rappresentavano alcuna criticità per l'esecuzione del volo e si ritiene non abbiano contribuito alla genesi dell'evento.

2.3 FATTORE UMANO

Il pilota CRI, proprietario dell'aeromobile distrutto nell'incidente e di un altro PC-6/B2-H4 con il quale svolgeva attività di lancio paracadutisti, principalmente sull'aeroporto di Ravenna, aveva una notevole esperienza come pilota di PC-6 (oltre 6000 ore), maturata però quasi esclusivamente come PIC sul posto di sinistra.

Anche il pilota in addestramento aveva una documentata esperienza di volo complessiva ed aveva maturato in passato sul PC-6 circa 1000 ore di volo, sebbene tale attività fosse certamente datata, essendo stata effettuata antecedentemente al 2012.

Il pilota in addestramento era stato coinvolto in passato (1° luglio 2001) sul medesimo tipo di aeromobile (PC-6/B2-H4) e sull'aeroporto di Ravenna, in un incidente in cui si era verificata una perdita di controllo in volo subito dopo il distacco dal suolo, per effetto di un involontario momento a cabrare e successivo stallo, causati dall'improprio posizionamento del trim dello stabilizzatore prima del decollo. La dinamica dei due incidenti risulta in ogni caso differente e non correlabile.

Dall'analisi degli statini di volo, l'ultimo dei quali riferito al quarto volo e compilato dal pilota istruttore esaminatore, si desume un giudizio positivo del comportamento in volo e l'idoneità dell'allievo a sostenere l'esame per il nuovo conseguimento del *class rating*.

Quest'ultimo stava quindi effettuando il suo quinto volo sul PC-6, presumibilmente allo scopo di consolidare la tecnica dei decolli e degli atterraggi prima dell'esame.

La pratica di simulazioni di malfunzionamenti al sistema *trim*, prevista dagli statini valutativi, sarebbe già stata esercitata nella missione 3 (riportata come *pitch trim failure*) e 4 (riportata come *electric trim failure*). Questo porta a ritenere che non sia stata simulata nel volo terminato con l'incidente una ulteriore avaria di questo tipo. A supporto di tale ipotesi si evidenzia che tale manovra, come confermato da tutti gli istruttori PC-6 sentiti in proposito, viene effettuata in area di lavoro dedicata ed a quota di sicurezza.

Sulla base delle evidenze raccolte nell'investigazione è quindi possibile ipotizzare che sia avvenuto un *pitch trim runaway* che abbia portato la superficie dello stabilizzatore completamente a picchiare, come riscontrato sul relitto. Questo è verosimilmente avvenuto in fase di posizionamento in sottovento quando il pilota stava completando la virata ed il

livellamento. Infatti, in tale frangente il pilota avrebbe dovuto avvalersi del *trim* per regolare l'assetto del velivolo al profilo di volo e l'appesantimento della barra potrebbe non essere stato immediatamente apprezzato.

Un evento non immediato sul *trim interrupt* avrebbe causato nel giro di circa sei secondi il posizionamento della superficie tutta a picchiare e l'assenza di un *warning* indicante l'avaria al *pitch trim* rende meno pronta la applicazione della manovra correttiva (riduzione della velocità all'aria e azionamento del *trim interrupt*).

Inoltre, è verosimile ipotizzare che fosse il pilota in addestramento e non il CRI ad avere fisicamente le mani sui comandi. Questi, sicuramente meno esperto sul velivolo, potrebbe avere avuto, mentre la barra andava via via appesantendosi, tempi di reazione più lunghi nel realizzare l'insorgenza del *runaway* del *trim* a picchiare, tali da permettere all'attuatore di raggiungere il fine corsa tutto a picchiare. Le dichiarazioni testimoniali hanno riportato la comunicazione interfonica intercorsa tra i due piloti all'interno del cockpit accidentalmente trasmessa sulla frequenza di Ravenna Radio.

Per la conformazione della impugnatura della barra di comando e la posizione del PTT su di essa, non è remota la possibilità che uno dei due piloti prima dell'impatto abbia attivato involontariamente il PTT posto sull'impugnatura mentre agiva sulla barra di comando.

Tuttavia, dall'analisi dei pannelli radio (del tipo analogico meccanico) non è stato possibile confermare la sintonizzazione delle radio del PC-6 I-HSKC sulla frequenza di Ravenna radio 123.505 Mhz (frequenza di Ravenna sulla quale era stata riportata la comunicazione accidentale intercorsa tra i piloti). Infatti, la VHF 1 era sintonizzata su un valore intermedio tra frequenza 121.475 e 120.450 Mhz e la VHF 2 sulla frequenza di Bologna APP (133.775 Mhz, contattata il volo precedente dal precedente equipaggio, frequenza registrata e sulla quale non vi sono state comunicazioni al momento dell'incidente). Dal momento che il pannello delle COMM era comunque deformato la VHF 1 potrebbe essersi spostata dalla frequenza di Ravenna radio in seguito all'urto. È verosimile che restando nel circuito di traffico fosse sintonizzato sulla frequenza di Ravenna radio.

In base alle dichiarazioni testimoniali riferite alla comunicazione radio sembra che si sia verificato il passaggio del controllo del velivolo tra pilota in addestramento al posto di sinistra e pilota CRI al posto di destra, che verosimilmente non aveva le mani sui comandi. Il passaggio del controllo dell'aeromobile tra pilota in fase di conseguimento dell'abilitazione e pilota istruttore, avrebbe ulteriormente dilatato i tempi di reazione e l'efficacia di una eventuale manovra di contrasto.

In tale contesto, lo sforzo di barra, nell'ordine dei 20-25 kg per mantenere il volo livellato, potrebbe avere colto di sorpresa anche il pilota istruttore, consentendo all'aeromobile di assumere un assetto tale da non essere recuperabile in ragione della esigua separazione dal terreno.

L'inclinazione delle ali dell'aeromobile a destra potrebbe essere indicativa dell'intervento sui comandi del pilota posizionato a destra in quanto, in condizione di sforzo massimale, l'interessamento del muscolo dorsale destro porterebbe ad un movimento della barra di comando in diagonale verso destra.

Sempre nell'ambito del fattore umano è stata considerata la possibilità di un intervento accidentale o involontario sul comando del *pitch trim* da parte del pilota in addestramento che, seduto al posto di sinistra, qualora mantenuto nella posizione DOWN, avrebbe avuto la priorità sul comando di destra per un eventuale intervento del pilota istruttore. Tale ipotesi non può né essere confermata né esclusa.

2.4 FATTORE ORGANIZZATIVO

Si sono registrate alcune criticità sotto l'aspetto organizzativo dell'ATO nella gestione dell'attività per il conseguimento del class rating SET PC-6, sia in linea generale sia con riferimento al frequentatore deceduto nell'incidente.

- Non è stato rinvenuto un documento (*syllabus*) indicante le modalità di esecuzione (parametri, procedure di riferimento, set up) delle varie manovre previste dal programma addestrativo.
- In particolare, non è chiaro il contenuto, la modalità di esecuzione ed il *set up* iniziale (quota, parametri aerodinamici, configurazione) delle simulazioni delle avarie elencate sugli statini di addestramento denominati “*pitch trim malfunction*” ed “*electrical trim malfunction*”; non è chiara, inoltre, la eventuale distinzione tra le due avarie simulate.
- Non tutti gli statini risultavano firmati ed il contenuto risultava approssimativo.
- L'attività veniva svolta presso sede distaccata con una supervisione limitata al solo pilota istruttore esaminatore.

- Non è stato comunicato il termine dell'esercenza dell'aeromobile per l'attività addestrativa che avrebbe avuto luogo il giorno precedente e conseguentemente non è chiara la natura e l'obiettivo del volo dell'incidente.

Quanto sopra potrebbe trovare spiegazione nel fatto che l'attività istruzionale per il conseguimento di un *class rating*, specie su un aeromobile non impiegato se non in via residuale come addestratore, avviene al di fuori dei normali circuiti dell'ATO. L'attività svolta a Ravenna, lontano dalla sede operativa dello stesso ATO, aveva luogo in completa autonomia e pertanto con potenziali criticità riferibili ad un livello di supervisione non ottimale da parte dell'ATO stesso.

Anche per quanto riguarda una analisi dei rischi identificati peculiari del modello di velivolo specifico, tra i quali dovrebbe essere ragionevolmente inserito l'utilizzo e la gestione delle emergenze relative al *pitch trim*, non è stato possibile trovare una traccia scritta di come venissero gestiti né come ne avesse luogo l'esposizione in sede di addestramento.

Si ritiene tuttavia che tali aspetti non abbiano contribuito direttamente alla genesi dell'evento.

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

- Il PC-6 con marche I-HSKC era in condizione di efficienza e di aeronavigabilità.
- Il velivolo era modificato allo standard B2-H4 e comprendeva la modifica SB148 (*stabilizer electrical actuator trim system*).
- Il carico ed il centraggio erano all'interno dei limiti previsti con un CG che ricadeva in posizione avanzata.
- Il volo si svolgeva secondo le regole del volo a vista e le condizioni meteorologiche, caratterizzate da ottima visibilità ed assenza di fenomeni e nubi significative, erano adeguate allo svolgimento del volo.
- Al posto di sinistra si trovava il pilota in fase di conseguimento class rating PC-6T, al posto di destra si trovava il pilota istruttore, CRI SE (A).
- La testata del radar ATC di Bologna ha registrato la traccia del volo dell'incidente.
- Una telecamera di sorveglianza del locale consorzio di bonifica ha ripreso la fase terminale di volo e l'impatto al suolo.
- Il volo, il secondo della giornata per il velivolo ed il primo per l'equipaggio, ha avuto luogo dalle 09.10' circa alle 09.32'40" ed è stato caratterizzato dalla effettuazione di tre decolli per RWY 26 di Ravenna per la effettuazione di tre circuiti di atterraggio.
- Nel corso della effettuazione del quarto circuito di atterraggio, in sottovento sinistro, l'aeromobile assumeva una traiettoria a picchiare di 20°, con una significativa inclinazione delle ali a destra e precipitava nei pressi di una costruzione appartenente al locale consorzio di bonifica.
- L'aeroplano si distruggeva all'impatto e si incendiava. I due occupanti perdevano la vita.
- Testimoni hanno riferito di avere sentito una trasmissione radio accidentale attribuibile ad un passaggio dei comandi tra due piloti.
- Le successive indagini sul relitto hanno evidenziato la posizione dell'attuatore del trim dello stabilizzatore (pitch trim) a fondo corsa a picchiare.

- La perizia dell'attuatore lineare, testato al banco, ha evidenziato il funzionamento dello stesso (sia del motore principale che alternato) e non ha rivelato anomalie che potessero essere riconducibili alle cause dell'evento.
- I relè di comando UP e DOWN del trim dello stabilizzatore sono stati sottoposti a test di continuità e resistenza, scansione tomografica tridimensionale ai raggi X e osservazione fisica dello stato dei componenti (contatti) interni.
- La difettosità evidenziata nel corso del test di continuità del relè DOWN è risultata imputabile all'urto e comunque non in grado di causare un *runaway* del sistema.
- Lo stato dei contatti interni ha evidenziato un deterioramento delle superfici con erosione della superficie metallica e trasposizione di materiale sulla superficie complementare dei contatti di potenza.
- Le irregolarità sulle superfici dei contatti di potenza potrebbero essere indicative di momentanei incollaggi dei due elettrodi.
- L'incollaggio delle due superfici potrebbe generare l'alimentazione dell'attuatore non comandata dai piloti (*runaway*).
- I contatti dei relè sono soggetti ad usura, caratterizzata da perdita di materiale, ossidazione trasferimento di materiale tra un contatto ed il complementare.
- I relè del sistema *pitch trim* non sono soggetti a limiti di vita (calendariali o di funzionamento) e vengono sostituiti solo in seguito ad eventuale inefficienza.
- Non si hanno indicazioni di sostituzioni dei relè dopo l'introduzione del SB148 sul I-HSKC.
- L'ATO ha dichiarato che l'addestramento era terminato il giorno precedente.
- Non è stata rinvenuta comunicazione del termine dell'esercenza dell'aeromobile per l'attività addestrativa.
- L'ultimo dei quattro statini, relativo al volo effettuato il giorno precedente, non risultava firmato dal pilota in addestramento; la simulazione della avaria al sistema *pitch trim* risultava essere stata effettuata negli ultimi due voli.
- L'ultimo statino riportava nel giudizio che il pilota in addestramento risultava pronto a sostenere l'esame per il class rating SET PC-6.
- Non è stato possibile stabilire la natura e l'obiettivo del volo dell'incidente, che precedeva il volo del *check* con altro pilota, istruttore esaminatore, né le manovre ed eventuali simulazioni di emergenze che avrebbero dovuto essere effettuate.

- Il pilota in addestramento aveva operato in passato il PC-6/B2-H4 maturando una esperienza di circa 1000 ore sul velivolo. La abilitazione, tuttavia, era scaduta da diversi anni.
- Il CRI, proprietario dell'aeromobile, aveva una notevole esperienza di volo sul PC-6 avendo maturato oltre 6000 ore di volo sul modello ma da pochi mesi abilitato CRI.

3.2. CAUSE

Nei limiti imposti dal livello di distruzione dell'aeromobile ed in particolare dei comandi di volo e pur non potendo escludere criticità nella gestione del sistema *pitch trim* in condizioni normali o di emergenza da parte dell'equipaggio, si ritiene che l'evento sia attribuibile ad un *pitch trim runaway*, a seguito del quale è avvenuta la perdita di controllo dell'aeromobile.

Potrebbero aver contribuito all'incidente i seguenti fattori:

- il pilota in addestramento ai comandi del velivolo, meno pronto a riconoscere immediatamente un *trim runaway* e ad applicare tempestivamente la procedura prevista;
- il CRI, che verosimilmente non aveva le mani sui comandi al momento del *pitch trim runaway*, potrebbe non avere realizzato immediatamente la situazione, che è quindi deteriorata fino ad un punto in cui non è più stato possibile recuperarne il controllo;
- la procedura di risoluzione del *pitch trim runaway*, che richiede in tempi contenuti il riconoscimento della condizione di emergenza e l'applicazione delle azioni previste. Questa, infatti, sebbene in linea con i requisiti certificativi applicabili, potrebbe evidenziare delle criticità in condizioni di bassa quota.

CAPITOLO IV

RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA

4. RACCOMANDAZIONI

Alla luce delle evidenze raccolte e delle analisi effettuate, l'ANSV ritiene necessario emanare le seguenti raccomandazioni di sicurezza.

4.1. RACCOMANDAZIONE ANSV-12/216-21/1/A/24

Motivazione: L'aeromobile PC-6/B2-H4, con a bordo un pilota in fase di conseguimento (*renewal*) del class rating SET PC-6T seduto al posto di sinistra, ed un pilota istruttore (CRI) seduto al posto di destra, è precipitato nella fase sottovento di un circuito a vista con il *trim* dello stabilizzatore orizzontale in posizione completamente a picchiare.

Si ritiene che tale condizione della superficie aerodinamica, in seguito al repentino aumento degli sforzi di barra necessari per contrastare il momento picchiante dell'aeromobile, sia stata la causa dell'assetto assunto dall'aeromobile e della conseguente traiettoria di discesa ad altissimo rateo.

Il PC-6/B2-H4 è equipaggiato con un sistema di regolazione dell'assetto sull'asse di beccheggio (*pitch trim*) comandato da un attuatore elettrico a doppio motore. Il sistema prevede l'utilizzo di due relè (p/n 9274-6205) che tramite la chiusura dei contatti B1/B2 e/o C1/C2, alimentano elettricamente (28V) il motore principale dell'attuatore lineare (rispettivamente in retrazione per il comando “*down*” o in estensione con il comando “*up*”).

Detti relè sono componenti *on condition*, ovvero non soggetti ad uno specifico limite di vita. Le specifiche tecniche comunicate dal costruttore indicano come il funzionamento del relè sia garantito per un numero di cicli (attivazioni) non inferiore a 50.000. In considerazione della consistenza del numero di azionamenti del trim in ciascun volo specie nell'impiego dell'aeromobile per il lancio di paracadutisti, con profili di volo caratterizzati da continua variazione di ratei di velocità verticale e del carico, tale numero potrebbe essere facilmente raggiunto nell'arco del normale utilizzo dell'aeromobile.

Tra le modalità di guasto dello specifico relè, per motivi meccanici o elettrici, figura il blocco in stato di chiusura. Tale malfunzionamento provoca l'alimentazione continua del circuito causando un movimento non comandato dello stabilizzatore (*pitch trim runaway*).

L'analisi dei relè prelevati dal relitto del PC-6 marche I-HSKC ha evidenziato la presenza di vistose irregolarità delle superfici dei contatti di potenza B1/B2 e C1/C2. In particolare, sono stati osservati apparenti segni di una fusione localizzata non attribuibile alle circostanze successive all'incidente. Si è considerato come il progressivo invecchiamento della flotta PC-6 sui quali è installato tale componente potrebbe rendere sistemico il problema.

Destinatario: EASA.

Testo: Si raccomanda ad EASA, alla luce delle evidenze emerse, di fornire indicazione al costruttore Pilatus di valutare l'opportunità di introdurre un limite di vita dei relè componenti il sistema *electric pitch trim* del PC-6T.

4.2. RACCOMANDAZIONE ANSV-13/216-21/2/A/24

Motivazione: L'aeromobile PC-6/B2-H4, con a bordo un pilota in fase di conseguimento (*renewal*) del class rating SET PC-6T seduto al posto di sinistra, ed un pilota istruttore (CRI) seduto al posto di destra, è precipitato nella fase sottovento di un circuito a vista con il trim dello stabilizzatore orizzontale in posizione completamente a picchiare.

Si ritiene che tale condizione della superficie aerodinamica, in seguito al repentino aumento degli sforzi di barra necessari per contrastare il momento picchiante dell'aeromobile, sia stata la causa dell'assetto assunto dall'aeromobile e della conseguente traiettoria di discesa ad altissimo rateo.

Secondo i dati di tempistiche forniti dalla ditta, il *pitch trim* comanda il movimento della superficie dello stabilizzatore di una escursione compresa tra il green range ed il fondo corsa a picchiare sotto carico nominale in 6-10 secondi. La superficie dello stabilizzatore a fondo corsa, in alcune configurazioni, provoca l'impossibilità di controllare l'aeromobile. L'avaria non è annunciata da alcun *warning* ed è inoltre *time critical*, nel senso che,

qualora non interrotta immediatamente, potrebbe comportare (in meno di 6 secondi per il *runaway* a picchiare) sforzi di barra tali da causare assetti accentuati non recuperabili o la perdita di controllo del velivolo. La procedura di emergenza prevede come prime azioni la riduzione della velocità all'aria e la interruzione dell'alimentazione sia al sistema principale che al sistema alternato mediante l'azionamento dell'interruttore, protetto da guardiola, "*interrupt trim*" switch.

Non è semplice quantificare ipoteticamente i tempi di reazione dal momento che l'unico modo che il pilota ha di accorgersi del malfunzionamento è il progressivo aumento degli sforzi di barra ma si ritiene che possano esserci situazioni in cui il pilota potrebbe non realizzare immediatamente la presenza dell'avaria, per la quale non sono presenti avvisi in cabina. Infatti, dopo avere azionato volontariamente il trim, per l'eliminazione degli sforzi di barra, questo potrebbe, in caso di malfunzionamento del relè, non interrompersi, con prosecuzione non voluta del movimento dello stabilizzatore fino al fondo corsa o all'eventuale attivazione dell'*interrupt switch*.

Il pilota deve quindi reagire ad una avaria *time critical* in assenza di chiare indicazioni, non essendo presente un *warning*. Nel caso dell'evento in discussione l'azione di interruzione del sistema potrebbe essere avvenuta con escursione dello stabilizzatore ormai tale da rendere difficoltoso il controllo del velivolo.

In tale situazione il pilota dovrebbe effettuare il *trouble shooting* agendo sui *circuit breaker*, per capire per esclusione, quale è il sistema in avaria gestendo al contempo una situazione di difficoltà di controllo dell'aeroplano.

Si palesa quindi un dubbio circa la reale possibilità, di porre rimedio ad un *trim runaway* in fasi critiche del volo e con limitata quota disponibile.

L'analisi dell'*Aircraft Level Functional Hazard Assessment* (FHA) indica che sarebbe necessario introdurre una misura di mitigazione del rischio per la mancata disconnessione del relè dopo l'attivazione del trim da parte del pilota durante la fase di decollo in quanto la gravità è catastrofica poiché il pilota potrebbe non avere il tempo di azionare il pulsante *trim interrupt* prima che si verifichi una condizione di ingovernabilità dell'aeromobile.

Destinatario: EASA.

Testo: Si raccomanda ad EASA di fornire indicazioni al costruttore Pilatus di riconsiderare, alla luce delle evidenze emerse, *l'Aircraft Level Functional Hazard Assessment* (FHA), con riferimento al sistema regolazione dell'assetto *Horizontal trimmable stabilizer* del PC-6/ B2-H4, con particolare attenzione ad eventuali azioni di mitigazione del rischio associato al *pitch trim runaway*.