

RELAZIONE D'INCHIESTA

INCIDENTE
occorso all'aeromobile
Pilatus PC-6/B2-H4 marche di identificazione D-FATA,
nelle vicinanze dell'aeroporto di Ravenna,
2 aprile 2011

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): Aeroplano.
AFM: Airplane Flight Manual.
ANSV: Agenzia nazionale per la sicurezza del volo.
CAM: Cockpit Area Microphone.
CAME: Continuing Airworthiness Management Exposition.
CAMO: Continuing Airworthiness Management Organization, organizzazione per la gestione continua della aeronavigabilità.
CAS: Calibrated Air Speed, velocità calibrata.
CG: centro di gravità.
ENAC: Ente nazionale per l'aviazione civile.
ENAV SPA: Società nazionale per l'assistenza al volo.
FCU: Fuel Control Unit.
FOD: Foreign Object Debris, ma anche Foreign Object Damage.
FT: Foot (piede), unità di misura, 1 ft = 0,3048 metri.
GPS: Global Positioning System, sistema di posizionamento globale.
KCAS: CAS espressa in nodi (kt).
KT: Knot (nodo), unità di misura, miglio nautico (1852 metri) per ora.
MTOW: Maximum Take Off Weight, peso massimo al decollo.
PPL: Private Pilot Licence, licenza di pilota privato.
QNH: regolaggio altimetrico per leggere al suolo l'altitudine dell'aeroporto.
RWY: Runway, pista.
SB: Service Bulletin.
S/N: Serial Number.
T/O: Take-Off.
TSN: Time Since New, ore di funzionamento da nuovo.
TSO: Time Since Overhaul, ore da ultima revisione.
UTC: Universal Time Coordinated, orario universale coordinato.
VFR: Visual Flight Rules, regole del volo a vista.

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

INCIDENTE

aeromobile **Pilatus PC-6/B2-H4** marche **D-FATA**

Tipo dell'aeromobile e marche	Pilatus PC-6/B2-H4 marche D-FATA.
Data e ora	2 aprile 2011, 14.00' UTC circa.
Luogo dell'evento	Immediate vicinanze dell'aeroporto di Ravenna. Coordinate geografiche 44°22'03"N, 12°13'24"E.
Descrizione dell'evento	<p>Il giorno dell'evento l'aeromobile D-FATA veniva impiegato in una serie di voli in VFR per il lancio paracadutisti. Nel corso del settimo volo della giornata, il pilota riscontrava un malfunzionamento al sistema propulsivo, immediatamente dopo il decollo dalla RWY 08. Ad una ridotta distanza dal suolo, l'aeromobile iniziava una virata a sinistra, perdendo progressivamente quota. Compiuti circa 160 gradi di virata, il velivolo impattava il suolo a circa 380 m a Nord dell'aeroporto, su un campo coltivato (foto 1)¹. L'aeromobile andava distrutto, mentre le 11 persone a bordo riportavano lesioni, alcune delle quali di grave entità.</p>
Proprietario ed esercente dell'aeromobile	<p>Persona fisica.</p> <p>Il velivolo veniva utilizzato dalla scuola di paracadutismo Pull Out Ravenna, che operava in virtù dell'autorizzazione di scuola di paracadutismo rilasciata dall'ENAC, in corso di validità.</p>
Natura del volo	Lancio paracadutisti.
Persone a bordo	11 (un pilota, un passeggero e nove paracadutisti).
Danni all'aeromobile	Distrutto.
Altri danni	Non risultano danni a terzi in superficie.
Informazioni relative al personale di volo	<p><i>Pilota:</i> maschio, età 52 anni, nazionalità italiana.</p> <p>In possesso di PPL(A), in corso di validità; abilitato alla condotta di aeromobili Pilatus PC-6 e al lancio di paracadutisti. In possesso di certificato medico di classe seconda, in corso di validità, con obbligo di lenti correttive in volo.</p> <p>Alla data dell'evento, il pilota aveva complessivamente circa 300h di volo; negli ultimi 90 giorni aveva effettuato circa 15h di volo (tutte sull'aeromobile D-FATA).</p>

¹ Tutte le foto e i documenti di interesse sono riportati nell'allegato "A" alla presente relazione.

Dall'analisi del libretto di volo si è potuto accertare che l'attività di volo del pilota era stata principalmente svolta presso l'aeroporto di Ravenna, sull'aeromobile Pilatus PC-6.

Informazioni relative all'aeromobile ed al propulsore

Il PC-6/B2-H4, progettato e fabbricato in Svizzera dalla Pilatus Aircraft Ltd, è un aeromobile di costruzione interamente metallica, ad ala alta, equipaggiato con un singolo motore turboelica. Le superfici di comando sono convenzionali ed ha un carrello fisso biciclo con ruotino posteriore direzionale. Caratteristiche generali: lunghezza 11 m, larghezza 15 m, altezza 3 m. Ha un MTOW di 2.800 kg. Limitazioni addizionali sono previste per le operazioni di lancio paracadutisti e sono inserite nel *supplement* all'AFM "Skydiving and supply dropping" (report n. 1824). Al riguardo, viene specificato che il velivolo può trasportare fino a 10 paracadutisti, con il posto di pilotaggio di destra e relativi comandi di volo rimossi.

L'aeromobile D-FATA era stato costruito nel marzo 1993, con S/N 894. Aveva accumulato 5797h 24' di volo totali e montava un motore Pratt & Whitney Canada PT6A-27 costruito nell'agosto 1990, con 6341h 16' di funzionamento; l'elica era una Hartzell modello HC-D4N-3P/D9511F, con 2615h 31' totali.

Poiché l'attività di lancio paracadutisti condotta dall'operatore non rientrava tra quelle relative alle operazioni commerciali², non era richiesta l'identificazione di una CAMO per la manutenzione dell'aeromobile. La gestione della aeronavigabilità competeva quindi all' esercente, che si appoggiava alla ditta RUAG Aerospace Defence Technology, Lodrino (CH).

L'ultima ispezione (100h - *Annual*) era stata effettuata in data 30.9.2010, a 5740h 05' (TSN) e 526h 21' (TSO) della cellula e 6284h (TSN) del motore. Quest'ultimo aveva completato l'*overhaul* in data 27.7.2000 a 3575h presso la Pilatus, Stans (CH).

I documenti dell'aeromobile sono risultati in corso di validità e l'analisi della documentazione caratteristica del motore, dopo l'*overhaul*, non ha evidenziato alcuna problematica manutentiva dello stesso. Va precisato, tuttavia, che nell'ottobre 2009 il propulsore era stato disassemblato e riparato a seguito di danni provocati dall'ingestione di FOD.

² Il regolamento CE n. 216/2008, vigente alla data dell'evento, definisce "operazione commerciale" «qualsiasi operazione di un aeromobile, dietro compenso o ad altro titolo oneroso, che sia disponibile per il pubblico oppure, se non messa a disposizione del pubblico, sia svolta nel quadro di un contratto fra un operatore e un cliente, nella quale quest'ultimo non detiene alcun controllo sull'operatore».

L'ultimo rifornimento di carburante, il terzo dall'inizio dell'attività, era stato effettuato prima del volo antecedente a quello dell'incidente, rabboccando 120 l di carburante.

In particolare, nell'arco della giornata del 2.4.2011 sono stati registrati tre rifornimenti:

- 288 l di combustibile imbarcati prima del primo decollo;
- 120 l di combustibile imbarcati prima del quarto decollo;
- 120 l di combustibile imbarcati prima del sesto decollo.

La cisterna da cui veniva prelevato il carburante per gli aeromobili era stata rifornita in data 11.3.2011 con 18.631 l di carburante Jet A1. Nessuna problematica risulta essere stata rappresentata nel periodo antecedente a quello dell'incidente relativamente al combustibile.

L'aeromobile era stato pesato, ai fini del *Weight & Balance*, in data 30.3.2009. Il peso a vuoto era di 1350,28 kg, con un braccio di 3,302 m. È stato quindi richiesto al costruttore di fornire una stima del possibile peso a vuoto dell'aeromobile al momento dell'incidente. Non avendo a disposizione una *equipment list*, il costruttore si è basato sulla documentazione fotografica reperibile in internet per risalire ad eventuali cambi nella configurazione originaria. Dall'esito dello studio fornito dalla Pilatus risulterebbe che, al momento della suddetta pesata, la protezione del ruotino posteriore e il poggia piede esterno (predellino) rientrassero nel computo del peso a vuoto. Non è stato invece possibile determinare se le modifiche alla configurazione della cabina, con panche e sedili non originali, maniglie, cinture, comandi di volo lato passeggero rimossi, fossero incluse nel suddetto peso a vuoto. Inoltre, non conoscendo la quantità di combustibile già presente nei serbatoi del velivolo al momento del primo rifornimento e non potendo calcolare con precisione il consumo totale relativo alle sei missioni di lancio paracadutisti compiute prima dell'ultimo volo non è stato possibile risalire ad una stima attendibile circa il peso del combustibile contenuto nei serbatoi al momento dell'incidente.

Considerando quindi le possibili variazioni alla configurazione dell'aeromobile, il peso degli occupanti e del carburante imbarcato, è stata fatta una stima approssimativa del probabile *take-off weight*, con valori compresi tra 2341 kg e 2784 kg. Tali valori rientrano, comunque, nel limite di MTOW dell'aeromobile, pari a 2800 kg. Il centro di gravità (CG) è stato invece stimato tra il 37% e il 40%. Nell'ipotesi peggiore, il CG arretrato avrebbe comportato una tendenza dell'aeromobile a cabrare (*tail heavy*).

Le seguenti informazioni, utilizzate ai fini dell'inchiesta di sicurezza, sono state ricavate dall'AFM dell'aeromobile, utilizzando i dati effettivi al momento dell'incidente.

*Operating procedures/Normal procedures/Before take-off
end take-off.*

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.	
1. Trims:	
- Stabilizer:	If Trim Warning System installed, check no light or sound GREEN MARK (0°). GREEN ARC (2° Nose Up/2° Nose Down)
for mid c.g.	GREEN MARK (0°)
for FWD/AFT c.g	GREEN MARK (0°)
- Aileron	GREEN MARK (7° right)
- Rudder	
2. Flaps	SET TO (28°)
WARNING	
MAKE SURE THAT ALL GROUND CONTROL LOCKS AND/OR GUST LOCKS ARE DISENGAGED / REMOVED BEFORE TAKE-OFF.	
3. Flight Controls	FULL and FREE MOVEMENT
4. Altimeter	SET
5. Fuel Quantity	CHECK
6. Aux Fuel Pump Switch	ON
7. Anti-ice Switch	AS REQUIRED
8. Prop de-ice (if installed)	AS REQUIRED
9. Strobe Lights	ON
10. Oil Temp	GREEN ARC
11. Instruments	CHECKED
12. Heating Control	OFF
13. Doors/Windows	CLOSED
When Aligned on the Runway:	
14. Tail Wheel	LOCKED, RUDDER FREE
15. Idle Control Lever	HIGH IDLE
TAKE-OFF	
Engine limitations:	
1. Torque	47.3 PSI (Max. transient 53 PSI)
2. ITT	725°C (Max. transient 825°C for 2 seconds)
3. Ng	101.5% (Max transient 102.6%)
4. Np	2000 RPM (Max transient 2420 RPM)

Aircraft performances/Take-off performances.

T/O distance: 475 m [distance required to take-off and climb to 15 m (50 ft), T/O power, flaps TO 28°, climb speed 69 KCAS]. Performance for 2800 kg, no wind, on level paved runway.

Short take-off performance. T/O distance: 440 m [distance required to take off and climb to 15 m (50 ft), T/O power, flaps TO 28°, climb speed 69 KCAS]. Performance for 2800 kg, no wind, on level paved runway.

Aircraft stall speed.

STALLING SPEED			
The stalling speeds for gross weight of 2800 kg are given in Figure 3-3 below for various angles of bank, and flap setting.			
FLAP SETTING	ANGLE OF BANK		
	0° KCAS	30° KCAS	60° KCAS
Clean 0°	58	62	82
TO 28°	53	57	75
LD 36°	52	56	74

Figure 3-3 Stalling Speed at 2800 kg Gross Weight.

1. Speeds given are minimum speeds with power off; with power on, the values decrease.
2. The loss in altitude after a stall at maximum weight is approximately 200 ft.

I *warning* relativi al corretto posizionamento del trim di profondità prima del decollo sono riportati anche nell'AFM *supplement model PC-6/B2-H4* dell'aeromobile (report n. 1824 "Skydiving and supply dropping") e nell'AFM *supplement for all PC-6 models* (report n. 02207).

Accessori e impianti dell'aeromobile.

L'aeromobile, come riportato precedentemente, era configurato per le operazioni di lancio paracadutisti. In particolare:

- volantino lato copilota rimosso;
- una panca longitudinale di seduta installata sul lato sinistro dietro al pilota, progettata e costruita dalla società Pilatus appositamente per il trasporto di paracadutisti, denominata "Pilatus Para-Bench" (figura 1);
- una panchetta installata sul lato destro (lato copilota), dotata di n. 2 cinture di sicurezza;
- un seggiolino installato in coda, in prossimità del portellone, dotato di n. 1 cintura di sicurezza;
- un poggia piede esterno (predellino);
- una maniglia installata esternamente sulla fusoliera, sopra il portellone;
- n. 7 cinture di sicurezza fissate sulle guide del pavimento della cabina, come previsto dal Pilatus-PC-6 AFM *supplement "Skydiving and supply dropping"* (figura 2).

Informazioni sul luogo dell'evento

L'aeroporto di Ravenna si trova circa 7 km a Sud della città omonima ed è situato al livello del mare. È provvisto di una RWY in asfalto di 1200 m di lunghezza e 30 m di larghezza, con designazione 08/26. L'aeroporto è gestito dall'Aero Club di Ravenna.

L'impatto con il suolo avveniva a circa 380 m a Nord dell'aeroporto, su un terreno pianeggiante, che, al momento dell'incidente, si presentava asciutto e compatto (foto 2).

A una decina di metri di distanza dalla fusoliera veniva rilevata la presenza di tracce, verosimilmente riconducibili al primo impatto, avvenuto con l'estremità della semiala sinistra.

Tale ipotesi è comprovata dalla diffusa presenza di frammenti di vernice distaccatisi in seguito all'urto.

Lungo la congiungente tra la traccia del primo impatto e il punto di arresto dell'aeromobile erano presenti solchi con dimensioni e profondità crescenti (foto 3).

Dalle evidenze raccolte emerge che l'estremità alare sinistra, al momento dell'urto con il suolo, abbia agito da perno, imprimendo all'intero velivolo un'accelerazione angolare intorno all'asse d'imbardata.

La rotazione del velivolo portava la ruota del carrello di atterraggio sinistro e la sezione anteriore della fusoliera a collidere contro il terreno.

In posizione intermedia si rilevava una traccia longitudinale, verosimilmente impressa dalla gamba del carrello sinistro.

In prossimità del relitto venivano rinvenuti i segni dell'impatto dell'elica e del motore.

Informazioni meteorologiche

Le condizioni meteorologiche sull'aeroporto di Ravenna, al momento dell'incidente, erano caratterizzate da cielo quasi sereno, visibilità ottima, vento debole dai quadranti orientali, temperatura 20 °C, QNH 1018.

I bollettini forniti dall'Aeronautica militare riportavano, relativamente agli aeroporti limitrofi, quanto segue.

- Aeroporto di Forlì: vento da 070°, intensità 9 nodi, *ceiling* e visibilità senza restrizioni, temperatura 23 °C, QNH 1018.
- Aeroporto di Rimini: vento da 080°, intensità 11 nodi, *ceiling* e visibilità senza restrizioni, temperatura 18 °C, QNH 1018.
- Aeroporto di Cervia: vento da 120°, intensità 9 nodi, *ceiling* e visibilità senza restrizioni, temperatura 20 °C, QNH 1018.

Altre informazioni

Esame del relitto.

L'impatto con il terreno produceva sull'aeromobile estese deformazioni strutturali, lasciando tuttavia integra la fusoliera e le superfici portanti.

La fusoliera, a seguito del cedimento di entrambe le gambe del carrello di atterraggio, risultava adagiata sul terreno in posizione pressoché orizzontale, con un orientamento Sud/Sud-Ovest. Essa presentava ampie deformazioni lungo la fiancata sinistra, presumibilmente dovute alla rotazione sull'estremità della semiala, che, per prima, aveva impattato il suolo (foto 3).

Tale semiala evidenziava una marcata deformazione dovuta alla flessione verso l'alto e all'indietro. Si constatava, inoltre, la presenza di terriccio sull'estremità della semiala sinistra.

Le superfici mobili di comando subivano molteplici cedimenti in corrispondenza delle cerniere di sostegno e dei collegamenti con le aste di trasmissione.

Venivano rinvenuti (e in seguito smontati) gli attuatori dei trim e dei flap. Grazie all'analisi degli stessi, i cui esiti sono riportati in un paragrafo successivo, ne è stata accertata la posizione al momento dell'incidente.

Per effetto dell'urto, il portellone scorrevole sul lato destro dell'aeromobile subiva danni in corrispondenza della rotaia inferiore. Esso veniva rinvenuto divelto quasi completamente a seguito delle azioni di soccorso e di evacuazione del personale a bordo dell'aeromobile (foto 4).

I punti di attacco delle semiali risultavano danneggiati, causando la fuoriuscita di combustibile dai serbatoi.

Le gambe del carrello venivano ritrovate spezzate in più punti, con il conseguente distacco delle ruote principali, mentre il ruotino di coda subiva deformazioni rimanendo solidale alla struttura dell'aeromobile.

Una delle pale dell'elica presentava una marcata curvatura all'indietro, una torsione intorno al proprio asse longitudinale e un'ampia rotazione intorno alla radice imperniata nel mozzo.

La sezione di pala più interna, seppure seriamente deformata, non presentava tracce significative di abrasioni superficiali. Lungo la sezione esterna, in corrispondenza del bordo d'entrata all'estremità, erano presenti vari graffi superficiali ed alcune ammaccature, riconducibili a un urto contro il terreno, colpito a velocità relativamente sostenuta.

La terza pala veniva rinvenuta parzialmente sepolta sotto un sottile strato di terriccio.

L'ultima delle quattro pale evidenziava un ampio piegamento all'indietro (foto 5).

Le deformazioni e le abrasioni superficiali rilevate sulle pale dell'elica sarebbero compatibili con l'ipotesi che, al momento dell'impatto, il motore stesse erogando una potenza motrice scarsa o nulla.

Esaminando la cabina di pilotaggio, venivano rinvenuti i comandi di volo di fronte alla postazione di sinistra, estesamente danneggiati, e veniva constatata l'assenza della *cloche* in corrispondenza della postazione di destra, in ottemperanza a quanto previsto per il trasporto di paracadutisti in configurazione con pilota singolo (*single pilot*).

Il sedile del pilota risultava quasi completamente divelto dalla sua sede e schiacciato contro la plancia comandi del velivolo. I comandi per la regolazione del motore e del passo dell'elica venivano rinvenuti con le leve a fondo corsa in avanti (foto

6). Ciò è verosimilmente dovuto alla brusca decelerazione dell'aeromobile e all'urto dei paracadutisti proiettati in avanti dopo l'impatto.

I fusibili (*breaker*), che si trovavano a fianco del seggiolino del pilota, in basso, risultavano regolarmente inseriti (foto 7). Sulla mensola sotto il pannello degli strumenti, di fronte alla postazione del pilota, veniva rinvenuto un navigatore GPS GARMIN AERA 500 portatile, installato su un apposito alloggiamento connesso all'alimentazione e all'antenna ausiliaria.

Nella cabina erano presenti panche e sedili, adibiti ai paracadutisti, ancora solidali al pavimento dell'aeromobile (foto 8 e 9).

Oltre alla cintura di sicurezza del pilota, venivano rinvenute 7 cinture di sicurezza montate sul pavimento della cabina e 3 montate sulle panche. Alcune di queste cinture sono state rinvenute parzialmente srotolate e distese sul pavimento, altre sono state rinvenute ordinatamente arrotolate intorno alla fibbia con degli elastici (foto 10 e 11).

Nel corso delle fasi di rimozione del relitto venivano raccolti un campione di combustibile dal punto di drenaggio presente sul fondo del filtro del velivolo e uno di olio lubrificante per successive analisi.

Lesioni riportate dalle persone.

A bordo del velivolo si trovavano 11 persone: il pilota, un passeggero minore di età e nove paracadutisti. Gli occupanti hanno riportato lesioni, in alcuni casi anche gravi.

In sintesi, la maggior parte delle lesioni riportate dagli occupanti del velivolo sono state riscontrate a carico del cranio, della regione toracico/addominale e del bacino, verosimilmente attribuibili ad effetti meccanici di schiacciamento.

L'inchiesta di sicurezza ha potuto appurare che i paracadutisti a bordo del velivolo non erano vincolati alle proprie cinture di sicurezza. Si ha quindi ragione di ritenere che nell'impatto al suolo i loro corpi abbiano urtato gli uni contro gli altri o siano stati proiettati contro le strutture dell'aeromobile, causando, o quanto meno aggravando, le lesioni subite.

Analisi tecnica effettuata sul propulsore.

Nel corso dell'inchiesta di sicurezza veniva appurata la corretta applicazione, sul serbatoio collettore cilindrico, del SB-171 "*Modification of the fuel collector tank venting system*", pubblicato il 18.10.1995, che imponeva l'installazione di una tubazione aggiuntiva, afferente al serbatoio collettore cilindrico.

Veniva inoltre rilevata l'assenza di indizi di malfunzionamento nella linea di alimentazione del

combustibile (almeno per la parte rimasta integra) fino al filtro *Aircraft Fuel Filter*.

In coordinamento con il TSB Canada e con l'autorità giudiziaria, come previsto dal regolamento UE n. 996/2010 e dall'Allegato 13 alla Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale, si è proceduto, presso la sede del costruttore P&W Canada, a Montreal (Canada), all'esame del propulsore Pratt & Whitney PT6A-27 (S/N PCE-42562), che equipaggiava l'aeromobile coinvolto nell'incidente. L'attività in questione è stata effettuata alla presenza dell'ANSV.

In tale occasione, il motore è stato disassemblato completamente e sono stati analizzati sia i componenti meccanici, sia gli accessori. Di seguito vengono riportate le attività relative all'accertamento in questione.

- Il propulsore evidenziava leggeri danni dovuti all'impatto e non presentava segni di incendio. Assieme al corpo del motore erano presenti i cavi di collegamento alle leve di comando della cellula, lo *starter generator*, la *low pressure boost pump* e vario cablaggio di collegamento con la cellula (foto 12). Tali accessori sono stati rimossi e analizzati separatamente.
- I collegamenti tra il regolatore dell'elica e i relativi comandi risultavano integri, così come i condotti pneumatici relativi al *compressor discharge air* (P3) e al *power turbine control* (Py). I filtri olio e carburante, il filtro P3 e il *chip detector* della *reduction gearbox* non presentavano anomalie.
- Il *gas generator rotor* girava liberamente in congiunzione con la *accessory gearbox*. I tre stadi del compressore non evidenziavano segni di fatica o di contatto dovuti all'impatto (foto 13).
- La camera di combustione non presentava evidenze di problematiche di funzionamento.
- La turbina di potenza presentava segni di sfregamento radiale dovuti alle deformazioni a seguito dell'impatto (foto 14).
- I seguenti accessori sono stati rimossi e sottoposti a test funzionali.

Accessory	P&WC P/N	Manufacturer	Supplier P/N	S/N
Starting flow control unit (SFCU)	3019109B	Goodrich	25234-3	14433
Fuel pump	None	Hamilton Sundstrand	025323-101-03	10091
Fuel oil heat exchanger (FOHE)	None	Meggitt	10585E	4877
Fuel control unit (FCU)	None	Honeywell	3244786-6	A48109
Propeller governor (CSU)	None	Woodward	8210-002AE	1704671
Compressor bleed valve (BOV)	3100829-03	P&WC	3100829-03	A6424
Fuel nozzles	3010036	P&WC/Goodrich TFT		None
Igniter plug	3035102G	Champion	CH34055	2A09
Igniter plug	3035102G	Champion	CH34055	4G07
Ignition exciter	None	Unison	10-381550-4	0014125
Overspeed governor	None	Woodward	210615A	2456713

I citati test non hanno evidenziato alcuna problematica che potesse inficiare il normale funzionamento.

- Il test della pressione differenziale del filtro carburante (*bypass*) è risultato soddisfacente.
- Il test del FCU ha evidenziato parametri che si discostavano leggermente dai limiti prescritti. Ciò è stato attribuito ad una attività di regolazione, che, tuttavia, non può avere inficiato il controllo e il funzionamento del motore prima dell'incidente (foto 15).
- Non è stato possibile determinare il motivo della regolazione di alcuni accessori, quali il regolatore dell'elica, il *power turbine governor* e il *propeller overspeed governor*, che hanno evidenziato, al test, leggeri scostamenti.

Dall'esito della suddetta analisi si è concluso che il propulsore presentava tracce di rotazione nei propri componenti interni, riconducibili a un movimento rotatorio della turbina di potenza e del generatore di gas, al momento dell'impatto, verosimilmente in assenza di potenza, ovvero mossi da forze aerodinamiche e da inerzia.

Secondo la relazione prodotta dalla P&W Canada il motore non presentava alcun indizio di anomalie meccaniche che potessero averne pregiudicato il normale funzionamento.

Anche gli accertamenti sull'impianto carburante e sui sistemi di controllo del motore non hanno evidenziato condizioni tali da comprometterne il normale funzionamento.

Analisi del carburante e olio motore.

Le analisi eseguite sui campioni di combustibile prelevati sia dal velivolo sia dalla cisterna dell'impianto di erogazione da cui era stato attinto non hanno evidenziato la presenza di contaminazioni.

Stesso risultato è emerso dall'analisi dell'olio prelevato dal motore.

Analisi della posizione dei trim e dei flap.

Gli attuatori di trim e flap sono stati esaminati con il supporto tecnico del costruttore dell'aeromobile.

Il risultato dell'analisi condotta sui componenti ha evidenziato quanto segue.

- *Stabilizer pitch trim*: in posizione leggermente fuori dall'arco verde, verso la posizione a picchiare (foto 16).
- *Aileron trim*: in posizione esattamente neutrale (centrata).
- *Rudder trim*: in posizione 4 gradi a destra.
- *Flap*: in posizione 21 gradi, o poco meno della posizione per il decollo (foto 17).

Tracciati radar.

L'analisi dei tracciati radar non ha fornito elementi utili ai fini della determinazione delle cause dell'evento.

Dal plottaggio dei tracciati radar relativi ai voli precedenti, forniti dall'ENAV S.p.A., si evince che nel volo precedente a quello dell'incidente l'aeromobile D-FATA avesse effettuato una virata a sinistra dopo il decollo, continuando la salita con una prua orientativa verso Nord/Nord-Est.

Per quanto riguarda il volo dell'incidente, non è stato possibile estrapolare dati attendibili a causa della ridotta quota raggiunta dall'aeromobile. Le tracce riportate dal radar sono, infatti, automaticamente ricostruite dal sistema in base alla proiezione della posizione stimata (“*navigated tracks*”).

È stato inoltre sottoposto ad esame il navigatore GPS Garmin AERA 500 di cui disponeva il pilota a bordo, nel tentativo di recuperare dati utili ai fini della ricostruzione della dinamica dell'incidente. Tuttavia, nell'apparato in questione è stata rilevata l'assenza di dati memorizzati, in quanto la modalità di registrazione non era stata attivata.

Testimonianze.

Le seguenti testimonianze sono state utilizzate per ricostruire la dinamica dell'evento.

Pilota.

Il pilota ha riferito che, in fase di decollo, dava di solito gradualmente potenza al motore per evitare di stressare troppo quest'ultimo, anche in considerazione della lunghezza della pista di decollo (1200 m).

Si era accorto che il motore non erogava piena potenza quando ormai si trovava a circa 150 m di altezza. A questo punto, poiché di fronte aveva dei canali e riteneva che un atterraggio in quell'area avrebbe potuto avere gravi conseguenze per le persone a bordo e il velivolo, valutava che sarebbe stato meglio, con la potenza residua erogata dal motore, tentare di rientrare sull'aeroporto o comunque in un'area dove non fossero presenti ostacoli.

Paracadutisti a bordo dell'aeromobile.

Ad alcuni dei paracadutisti, che si trovavano a bordo del D-FATA, sono state poste delle domande volte a verificare le circostanze dell'incidente. Dalle risposte fornite, ai fini dell'inchiesta di sicurezza, si evince quanto segue.

- Non era stato effettuato, prima del volo, alcun *briefing* sulla sicurezza. Dalle dichiarazioni risulterebbe che le istruzioni sui comportamenti da mantenere in caso di emergenza fossero state impartite, solo in taluni casi, durante l'addestramento iniziale.
- Non era stato definito il responsabile di lancio (RL). Secondo le dichiarazioni di alcuni paracadutisti, uno dei paracadutisti seduto a terra nei pressi del portellone di lancio svolgeva le funzioni di direttore di lancio (DL) o *jump master*.
- Tutti i paracadutisti sentiti avevano già volato con il pilota ai comandi dell'aeromobile il giorno dell'incidente senza mai aver rilevato comportamenti anomali da parte di quest'ultimo.
- L'imbarco dei paracadutisti era avvenuto in prossimità della testata RWY 08, con il motore acceso.
- Le cinture di sicurezza, sebbene presenti e arrotolate sul pavimento dell'aeromobile, non sono state utilizzate dai paracadutisti a bordo. Solo il pilota e il passeggero (minore di età) indossavano la cintura di sicurezza. Dalle dichiarazioni risulterebbe che le cinture di sicurezza non venissero in generale utilizzate in questo tipo di attività su velivolo Pilatus PC-6 (non solamente nel caso dell'incidente).
- Alcuni paracadutisti hanno percepito anomalie già in fase di accelerazione, dichiarando di aver avuto la sensazione di "un decollo lento" e di un involo a termine pista, quando, in altre occasioni, l'aeromobile staccava molto prima; altri si sono accorti del calo di prestazioni del motore solo dopo l'involo.
- Il pilota non ha dato alcun avvertimento dell'imminente impatto con il suolo, né dell'emergenza in corso.
- L'intervento dei soccorsi è stato ritenuto tempestivo ed efficiente.

Testimone 1.

Trattasi di un pilota che si trovava presso l'aeroporto di Ravenna. Egli dichiarava di aver visto l'aeromobile PC-6 atterrare regolarmente per effettuare l'imbarco dei paracadutisti per un nuovo turno di lanci ed effettuare le operazioni relative al decollo. In particolare, notava che il velivolo, dopo essere decollato in circa 300 m di pista, effettuava una strana virata a sinistra, a bassa quota (circa 30-35 m) e soprattutto a bassa velocità, in contrasto alla consuetudine di effettuare la virata ad una altezza molto superiore ed in fondo alla pista stessa.

Il testimone dichiarava, inoltre, che, pur non udendo chiaramente problemi di motore, aveva visto che il velivolo, dopo la virata, manteneva un assetto incompatibile con il volo: quest'ultimo risultava essere infatti molto cabrato, con un angolo di incidenza eccessivo. Secondo la testimonianza, tale anomalia, dopo pochi istanti, sfociava in uno stallone e il velivolo abbassava la semiala sinistra, precipitando al suolo. In particolare, il testimone vedeva la parte finale della semiala sinistra toccare il suolo violentemente, unitamente al muso del mezzo, provocando l'arresto violento dello stesso.

Testimone 2.

Trattasi di un aeromodellista che operava in un campo vicino all'aeroporto di Ravenna.

Egli vedeva l'aeromobile decollare per RWY 08 e virare a sinistra. Egli notava che l'aeromobile, invece di salire, perdeva quota sempre di più, continuando la virata fino a quando una semiala toccava terra e il velivolo si piantava bruscamente, facendo una rotazione di 90 gradi, avendo come perno la stessa semiala. Il testimone ha quindi partecipato ai soccorsi delle persone coinvolte nell'incidente. Egli ha inoltre affermato che il portellone era senza dubbio chiuso, dato che si era aperto come una basculante e i cardini superiori erano ancora fissi.

Testimone 3.

Trattasi di aeromodellista che si trovava presso l'area denominata "club house" situata a circa 200 m dalla RWY dell'aeroporto di Ravenna. Egli dichiarava di aver visto che il Pilatus, dopo il decollo, ad una altezza di circa 30/40 m, improvvisamente cominciava a virare sulla sua sinistra, puntando con l'estremità della semiala sinistra verso il suolo. Ha visto quindi impattare la punta della semiala sinistra a terra, che faceva da perno a tutto il velivolo.

Testimone 4.

Trattasi di un socio dell'associazione Pull Out, con incarichi nell'amministrazione dello stesso. Pur non avendo assistito personalmente all'incidente, ha fornito informazioni sulle

operazioni di aviolancio, dichiarando che il volo dell'incidente era il settimo decollo della giornata. Dichiarava inoltre che si trattava del primo decollo senza una pausa tra un decollo e il successivo. Precisava, altresì, che ogni volo durava, nel complesso, circa 15 minuti, a partire dal momento del decollo sino all'uscita dei paracadutisti, rappresentando che la quota a cui si lanciavano i paracadutisti era di 4300 m. L'atterraggio dei paracadutisti avveniva nel giro di 5/6 minuti. A quel punto l'aereo iniziava la fase di rientro, che durava nel suo complesso circa 4/5 minuti.

Dichiarava che non esisteva un ordine di lancio, inteso come documento specifico. Vi era solo un documento con l'elenco dei paracadutisti che si lanciano in quella circostanza. L'attività di lancio veniva stabilita di volta in volta, in base al tipo di lancio e all'ordine stabilito tra i vari paracadutisti. Dichiarava, infine, che, per quanto concerne le misure di sicurezza da osservare all'atto del decollo, il portellone veniva generalmente chiuso, anche se, precisava, l'eventualità di un decollo con portellone aperto non poteva pregiudicare la stabilità o la sicurezza dell'aereo.

Normativa di riferimento.

La normativa vigente sul lancio paracadutisti al momento dell'incidente era costituita dal "Regolamento ENAC per la disciplina dei lanci paracadutistici ordinari e speciali" edizione 1.11.2000.

All'art. 11 del suddetto regolamento viene definita la figura del Responsabile di lancio (RL) a bordo dell'aeromobile. In particolare, l'articolo in questione riporta:

«a) Nelle operazioni di volo relative ai lanci, il comandante dell'aeromobile riconosce quale unico interlocutore a bordo un paracadutista con funzioni di responsabile delle operazioni di lancio denominato Responsabile di lancio (RL).

b) Se non diversamente specificato, le funzioni di RL possono essere espletate da paracadutisti in possesso di Licenza di Paracadutista in esercizio.

c) I paracadutisti a bordo concordano, ed all'imbarco notificano verbalmente al comandante dell'aeromobile, chi fra essi espleta la funzione di RL».

L'inchiesta di sicurezza ha accertato che, contrariamente a quanto previsto dal suddetto Regolamento, a bordo dell'aeromobile D-FATA non era stata designata la figura del Responsabile di lancio.

La figura del Direttore di lancio (DL) è invece menzionata nel programma di addestramento per il paracadutismo, di cui al testo allegato al dM Trasporti n. 467 del 25 giugno 1992. Alla Sez. 1, paragrafo 1.6.6, il Direttore di lancio viene definito in maniera analoga al sopra riportato Responsabile di lancio

(RL). Inoltre, al DL competono specifiche funzioni verso gli allievi e i paracadutisti sprovvisti di licenza in esercizio.

Per quanto riguarda le cinture di sicurezza, in Italia la normativa vigente in materia era costituita dal Regolamento tecnico ENAC, che, al Titolo Terzo, Capitolo C “Equipaggiamenti e requisiti operativi per velivoli”, stabiliva che dovessero «essere installati e disponibili dispositivi di sicurezza per ciascuna persona imbarcata», senza riportare esenzioni per gli aeromobili adibiti al trasporto e al lancio di paracadutisti.

In Germania (Paese di immatricolazione dell’aeromobile), la normativa prevedeva quanto segue: «For aircraft operating on the German register there must be a safety belt installed for each occupant [omissis]. When the aircraft is operated in the parachuting role special safety belts are provided in accordance with Pilatus dwg. N° 112.50.06.824 for installation on the seat rails».

La “*Section 2 - Operating Procedures*” dell’AFM include la voce «Cinture allacciate» nei controlli da effettuare prima del rullaggio.

Infine, l’utilizzo delle cinture era indicato tra le misure di sicurezza da adottarsi durante il volo in uno degli opuscoli resi disponibili ai paracadutisti dalla associazione Pull Out, denominato “*Sicurezza in volo*” (figura 3).

L’inchiesta di sicurezza ha potuto accertare che, sebbene sull’aeromobile fossero regolarmente installate, i paracadutisti presenti a bordo non avevano le cinture di sicurezza allacciate e che, abitualmente, non ne facevano uso.

Analisi

Condotta del volo e dinamica dell’incidente.

Il volo conclusosi con l’incidente costituiva il settimo di una serie di voli lancio paracadutisti.

Dopo l’atterraggio dal volo precedente, i 9 paracadutisti e il passeggero si imbarcavano sull’aeromobile D-FATA, in prossimità della testa RWY 08, con l’aeromobile che aveva il motore acceso.

Dalle dichiarazioni acquisite nel corso dell’inchiesta, risulterebbe che il passeggero, un minore di età, si sedeva sulla panchetta a lato del pilota e veniva aiutato ad allacciare la cintura di sicurezza, mentre i paracadutisti si posizionavano sulle panche e sul pavimento dell’aeromobile, senza tuttavia allacciarsi le cinture di sicurezza. Tale pratica sarebbe risultata una prassi ricorrente per i lanci da aeromobili di ridotte dimensioni, quali il Pilatus, motivata dal possibile rischio di interferenza delle cinture di sicurezza con l’attrezzatura paracadutistica. Per evitare suddetta interferenza, le cinture venivano infatti avvolte su loro stesse e bloccate con elastici, come dimostrano le fotografie scattate dopo l’incidente.

Durante l'imbarco, il pilota ha presumibilmente riconfigurato l'aeromobile per il decollo posizionando i flap su T/O e portando il trim di profondità in posizione *nose down*, come risulterebbe dall'analisi del relitto. La variazione del trim, generalmente dovuta alla diversa posizione dei flap tra atterraggio e decollo, si rendeva particolarmente necessaria a causa della sostanziale differenza di *weight & balance* prodotta dall'imbarco dei paracadutisti.

L'inchiesta di sicurezza non è stata in grado di accertare con esattezza il peso e il bilanciamento dell'aeromobile al momento del decollo, in quanto non vi era contezza della quantità di carburante a bordo dell'aeromobile prima dell'ultimo rifornimento di 120 l, effettuato prima del volo precedente a quello dell'incidente. Le due ipotesi formulate prendono in esame il caso migliore e quello peggiore, ipotizzando un peso compreso tra 2341 kg e 2784 kg e un centraggio dell'aeromobile tra 37% e il 40%.

Solo nell'ipotesi peggiore, considerata tuttavia improbabile, il centraggio del velivolo sarebbe risultato leggermente al di fuori dei valori massimi previsti. Si può comunque presupporre, con ragionevole certezza, che, data la presenza dei paracadutisti, l'aeromobile risultasse "*tail heavy*": da qui la necessità di posizionare il trim di profondità in posizione "*nose down*" (come riscontrato tramite l'analisi tecnica, lo *stabilizer pitch trim* era in posizione leggermente fuori dall'arco verde, verso la posizione a picchiare.).

Non si può tuttavia escludere che la posizione arretrata del centro di gravità (CG) non abbia inciso sulle prestazioni dell'aeromobile (in particolare all'avvicinarsi alla velocità di stallo) e sulla condotta dello stesso.

La distanza di decollo estrapolata dall'AFM risulta essere di 475 m. Essa è calcolata con un peso dell'aeromobile pari al MTOW, il motore a piena potenza e i flap sulla posizione di T/O.

La testimonianza del pilota che ha osservato il decollo da terra riporta un involo dopo circa 300 m. Tale valore è sostanzialmente in linea con i dati dell'AFM, tenendo in considerazione che il peso dell'aeromobile era sicuramente inferiore al MTOW e il computo di 475 m tiene in considerazione il raggiungimento dei 50 piedi (15 m).

Qualcuno dei testimoni presente a bordo ha riferito di aver percepito la corsa di decollo come un "decollo lento". Si ritiene tuttavia che tale percezione non possa essere dovuta ad un malfunzionamento del motore in questa fase (in quanto ciò avrebbe indotto il pilota ad interrompere immediatamente il decollo), quanto a quella che era una abitudine del pilota di dare potenza in maniera graduale.

Le analisi tecniche effettuate sul motore e sui componenti dell'impianto carburante nonché l'analisi del carburante non hanno rilevato problematiche a carico del propulsore.

Tuttavia l'analisi del relitto, delle tracce al suolo e le evidenze raccolte durante il disassemblaggio del motore rivelano che esso stesse funzionando ad una potenza ridotta o fosse spento (*windmilling*). Ciò suffragherebbe l'ipotesi che, ad un certo punto dopo l'involo, prima di raggiungere la quota massima di 30/40 m riportata dai testimoni (il pilota ha stimato la quota in circa 150 m di altezza), il motore abbia iniziato, in maniera repentina o, più probabilmente graduale, a erogare meno potenza. Il fatto che il propulsore avesse una spinta residua sarebbe determinato dalla distanza presumibilmente percorsa dall'aeromobile durante la planata e dal tentativo del pilota di invertire la rotta con una virata a sinistra. Ipotizzando che la virata sia stata iniziata nel momento in cui il pilota si è reso conto del problema al motore, l'aeromobile avrebbe percorso in volo circa 1 minuto per invertire quasi completamente la rotta con una inclinazione alare media di 60°. Ad una velocità di planata di circa 70 nodi, equivarrebbe ad una distanza di poco meno di 1 km, compatibile con la posizione del relitto e l'orientamento delle tracce a terra e della distribuzione dei rottami. Nel caso di una piantata completa del propulsore, il pilota avrebbe presumibilmente effettuato un tentativo di atterraggio forzato lungo la direttrice dell'asse pista o leggermente angolato, in funzione degli ostacoli presenti.

L'ipotesi di un progressivo incremento dell'inclinazione alare durante la virata sarebbe suffragata dall'analisi delle velocità di stallo riportate dall'AFM, che indicano una velocità di stallo di 57 nodi a 30° di inclinazione alare, che aumenta esponenzialmente a 75 nodi a 60° di inclinazione alare. La presunta condizione di stallo nella fase terminale di volo non ha consentito al pilota di livellare l'ala prima dell'impatto con il suolo.

La semiala sinistra, che ha toccato per prima, ha fatto da perno per l'intero velivolo, che si è schiantato impattando con il motore. Parte dell'energia cinetica è stata assorbita dalla semiala e dal propulsore, limitando quindi le conseguenze, seppur gravi, per le persone a bordo.

Le lesioni dalle stesse riportate sono verosimilmente da attribuirsi ad effetti meccanici di schiacciamento. La quasi totalità delle vittime, ad esclusione del pilota e del passeggero (minore), ha precisato, infatti, di non aver fatto uso di cinture di sicurezza. È ipotizzabile quindi che gli occupanti, non vincolati alle cinture, abbiano violentemente urtato gli uni contro gli altri o siano stati proiettati contro le strutture dell'aeromobile, causando, o quanto meno aggravando, le lesioni subite e schiacciando il pilota tra il sedile e la plancia comandi.

Dalle dichiarazioni testimoniali si evince che alcuni paracadutisti siano riusciti a scardinare il portellone e ad abbandonare il relitto, mentre sopraggiungevano i soccorsi che avrebbero estratto le altre persone a bordo.

Fattore ambientale.

Le condizioni meteorologiche non presentavano elementi di criticità ed erano compatibili con la condotta di un volo in VFR e con l'attività di lancio paracadutisti.

Fattore tecnico.

Lo stato di manutenzione dell'aeromobile è risultato regolare. Nei voli effettuati precedentemente a quello conclusosi con l'incidente non sono state rilevate anomalie a carico dell'aeromobile.

I risultati ottenuti dall'analisi tecnica del motore non hanno evidenziato alcun indizio di anomalie meccaniche che possano averne pregiudicato il normale funzionamento.

Anche gli esiti condotti dall'analisi del carburante non hanno fatto emergere criticità o contaminazioni.

Dall'analisi del relitto risulterebbe, osservando le deformazioni rilevate sulle pale, che l'elica stesse ancora girando, al momento del contatto con il suolo. Tuttavia, l'assenza di graffi profondi e la preponderante curvatura all'indietro farebbero presupporre che la coppia motrice erogata dal motore, al momento dell'impatto con il suolo, fosse alquanto ridotta, se non nulla. Ipotesi suffragata dall'analisi tecnica del propulsore effettuata dal costruttore, in cui si sono riscontrate tracce di rotazione nei componenti interni, riconducibili a un movimento rotatorio della turbina di potenza e del generatore di gas al momento dell'impatto, verosimilmente in assenza di potenza, ovvero mossi da forze aerodinamiche e da inerzia.

Si può quindi verosimilmente dedurre che il motore abbia continuato ad erogare una certa quantità di potenza, seppure non sufficiente per continuare la normale salita, né per sostenere l'aeroplano in volo durante la virata.

L'inchiesta di sicurezza non è stata tuttavia in grado di definire le cause dell'avaria al motore, né di quantificare l'effettiva perdita di potenza.

Fattore umano.

Il pilota era in possesso dei titoli aeronautici previsti per la effettuazione del volo in questione.

L'attività di volo del pilota era stata principalmente svolta per lancio paracadutisti presso l'aeroporto di Ravenna, sull'aeromobile coinvolto nell'incidente. Si ritiene quindi che egli fosse dotato di sufficiente addestramento ed esperienza.

Il decollo relativo al volo conclusosi con l'incidente era il settimo della giornata. Il medesimo pilota aveva effettuato i precedenti sei voli di attività di lancio paracadutisti senza segnalare anomalie.

Dalle testimonianze rilasciate, oltre che dal pilota, dai paracadutisti a bordo dell'aeromobile in ordine alla

sensazione di “un decollo lento” e di un involo a termine pista quando, in altre occasioni, l’aeromobile staccava molto prima, si dedurrebbe che il pilota abbia dato potenza gradualmente durante la corsa di decollo. Si ritiene, infatti, verosimilmente, che la comparsa di problematiche motore già in questa fase avrebbero indotto il pilota ad una immediata interruzione del decollo (*aborted take off*).

L’AFM, come si evince dall’estratto riportato precedentemente, indica, alla voce “Take-Off”, le limitazioni del motore in decollo, senza però specificare espressamente se la potenza massima debba essere erogata prima di iniziare la corsa.

Si ritiene, tuttavia, che la tecnica di pilotaggio che prevede di erogare potenza in maniera graduale, utilizzata dal pilota, potrebbe aver influenzato negativamente, anche in concomitanza con una possibile avaria al propulsore e al centro di gravità in posizione arretrata, le prestazioni dell’aeromobile durante il decollo e la salita.

La decisione di effettuare una virata a sinistra per riportarsi verso la pista o per tentare un atterraggio fuori campo in una zona priva di ostacoli (nella direzione di decollo erano presenti dei canali) ha inficiato ulteriormente le prestazioni di planata dell’aeromobile, inducendo ragionevolmente uno stallo asimmetrico, che ha impedito il controllo del velivolo nella fase antecedente l’impatto con il terreno.

Fattore organizzativo.

La normativa vigente sul lancio paracadutisti al momento dell’incidente definiva in maniera poco chiara le figure del Responsabile di lancio (RL) e del Direttore di lancio (DL) a bordo dell’aeromobile nelle operazioni di volo. Tuttavia l’inchiesta di sicurezza ha accertato che a bordo dell’aeromobile D-FATA tale figura di interlocutore con il comandante dell’aeromobile non era stata designata. Vista la dinamica dell’incidente e il tempo ridotto dalla presunta comparsa della problematica di volo e l’impatto al suolo, si ritiene, comunque, che tale inadempienza non abbia avuto un effetto diretto sulle conseguenze dovute all’incidente.

La cabina dell’aeromobile D-FATA era configurata, alla data dell’incidente, per il trasporto di paracadutisti. L’inchiesta di sicurezza ha appurato che soltanto una parte degli allestimenti interni fossero dotazioni approvate dal costruttore dell’aeromobile, mentre vari altri elementi erano stati montati in tempi successivi. Circa questi ultimi, non è stato possibile acquisire alcuna certificazione supplementare; tuttavia risulterebbero installati in maniera idonea e si ritiene che non abbiano avuto un effetto diretto sulle conseguenze prodotte dall’incidente.

In considerazione della tipologia di lesioni riportate dagli occupanti dell'aeromobile a seguito dell'incidente, principalmente a carico del cranio, della regione toracico/addominale e del bacino, verosimilmente attribuibili ad effetti meccanici di schiacciamento, si ha ragione di ritenere che, non essendo i paracadutisti vincolati da adeguate cinture di sicurezza, nell'impatto al suolo i corpi degli stessi abbiano violentemente urtato gli uni contro gli altri, o siano stati proiettati contro le strutture dell'aeromobile: alla luce di ciò è presumibile che l'entità delle lesioni riportate dagli occupanti dell'aeromobile siano state aggravate dall'assenza di cinture di sicurezza o di idonei sistemi di ritenzione.

Durante il sopralluogo operativo effettuato dall'ANSV, a bordo del velivolo alcune cinture di sicurezza sono state rinvenute parzialmente srotolate e distese sul pavimento, altre sono state invece rinvenute ordinatamente arrotolate intorno alla fibbia con degli elastici. L'inchiesta di sicurezza ha potuto accertare che, sebbene sull'aeromobile esse fossero quindi installate, come previsto dalla regolamentazione vigente, i paracadutisti presenti a bordo non avevano le cinture di sicurezza allacciate e che, abitualmente, non ne facevano uso. Alla luce delle evidenze acquisite in corso di inchiesta, è risultato che normalmente la previsione dell'uso di cinture di sicurezza per i paracadutisti presenti a bordo venisse disattesa.

Cause

La causa dell'incidente – innescato da una problematica tecnica (presumibile perdita di potenza del propulsore) che l'inchiesta di sicurezza non è stata in grado di individuare – è ascrivibile alla perdita di controllo in volo dell'aeromobile da parte del pilota, a seguito di uno stallo aerodinamico prodottosi in una virata effettuata nel tentativo di rientrare in pista o di effettuare un atterraggio di fortuna in una zona ritenuta ottimale.

All'accadimento dell'evento hanno ragionevolmente contribuito il centro di gravità (CG) dell'aeromobile in posizione arretrata e la tecnica di decollo con l'immissione graduale della potenza al motore.

Ha verosimilmente contribuito all'aggravamento dell'entità delle lesioni riportate dalle persone presenti a bordo il mancato uso delle cinture di sicurezza installate sull'aeromobile.

Raccomandazioni di sicurezza

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

Elenco allegati

Allegato "A": documentazione.

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

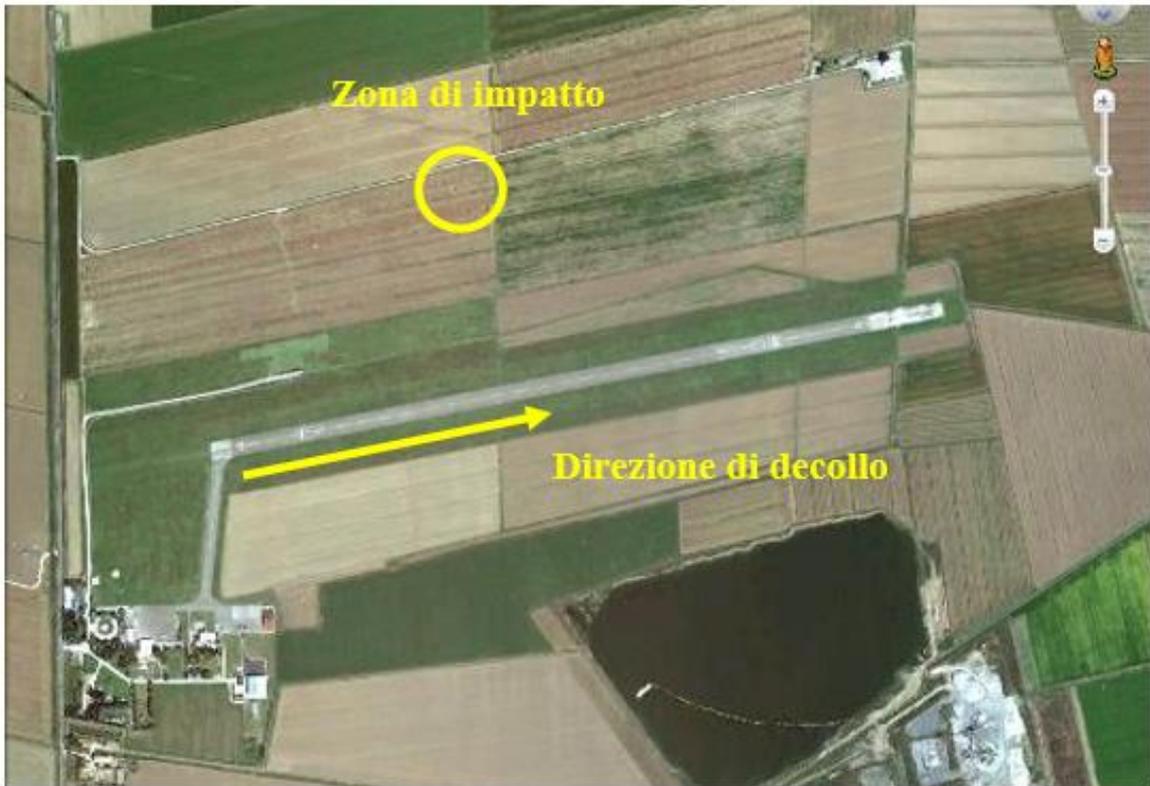


Foto 1: zona dell'incidente rispetto all'aeroporto di Ravenna (su supporto Google Earth).

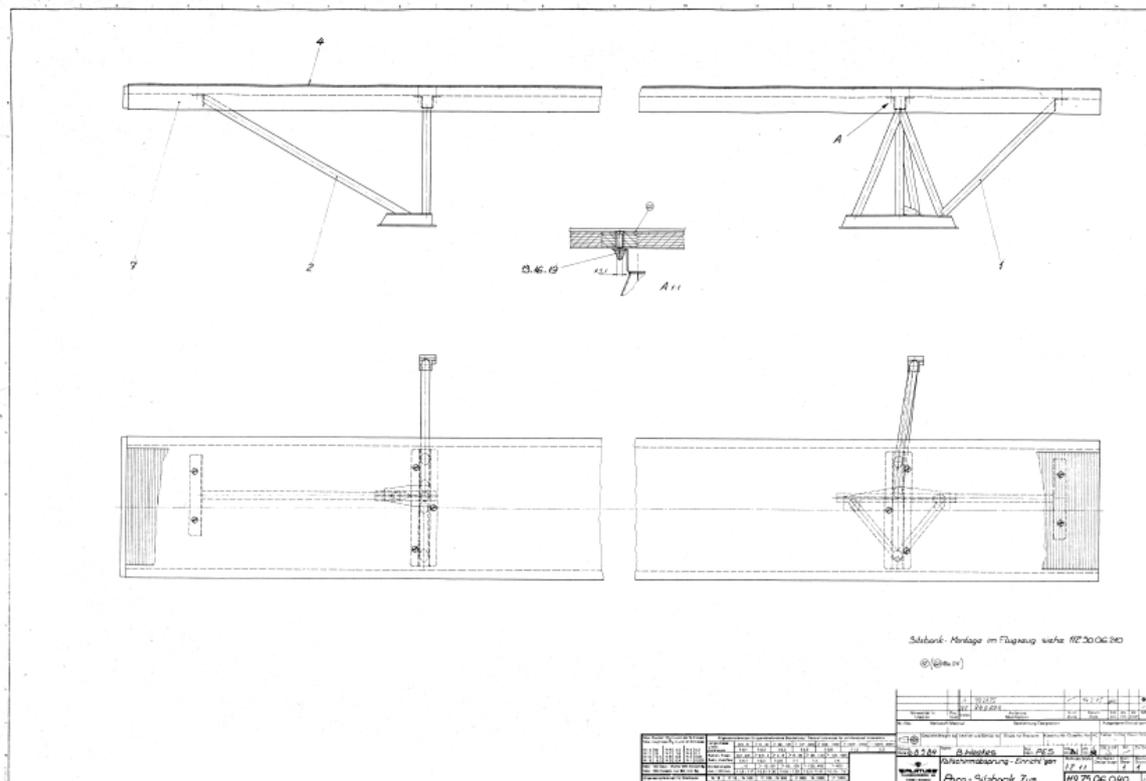


Figura 1: scheda tecnica della panca "Pilatus Para-Bench".



Foto 3: vista laterale sinistra del relitto nel luogo dell'incidente, con particolare delle tracce al suolo.



Foto 4: vista laterale destra del relitto nel luogo dell'incidente.



Foto 5: danni a carico del muso dell'aeromobile e del complessivo motore/elica.



Foto 6: sedile del pilota e leve di comando del motore.



Foto 7: pannello fusibili a lato del sedile del pilota.



Foto 8 e 9: particolare dell'allestimento interno dell'aeromobile.



Foto 10 e 11: particolare dell'allestimento interno dell'aeromobile.



Foto 12: propulsore prima del disassemblaggio.



Foto 13: gas generator case e accessory section.



Foto 14: particolare dei segni da sfregamento sulla turbina di potenza.



Foto 15: FCU.

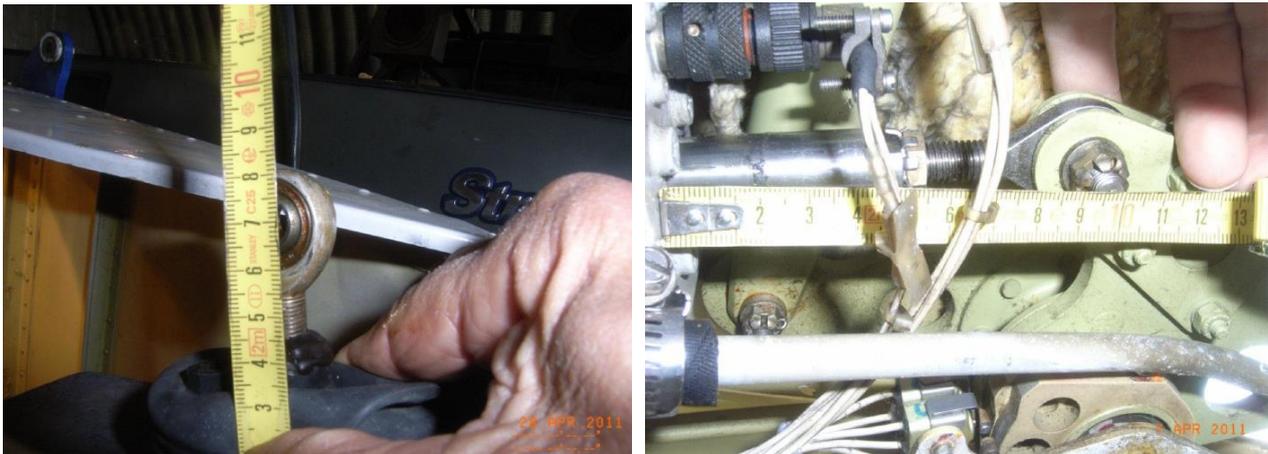


Foto 16 e 17: particolare della posizione degli attuatori del *pitch trim* e dei flap.

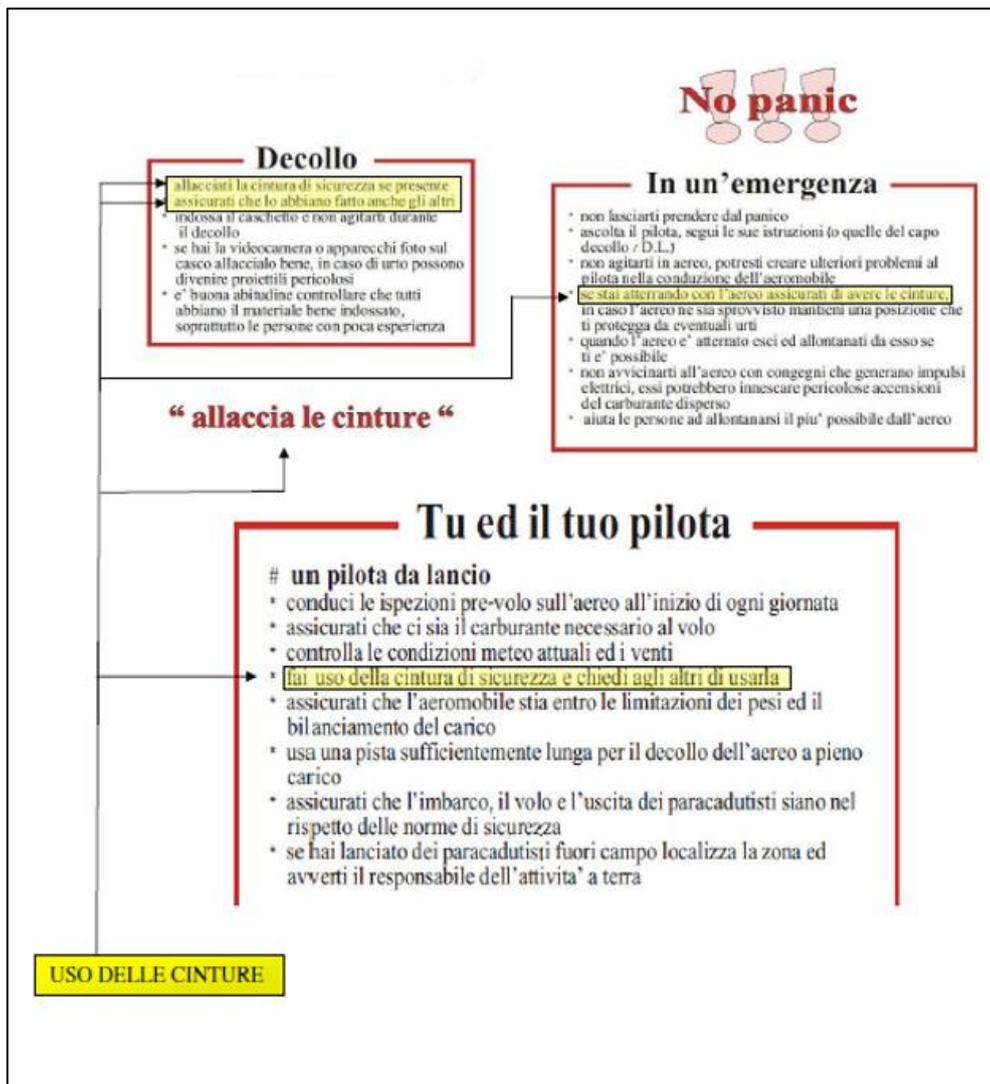


Figura 3: dettaglio dell'opuscolo "Sicurezza in volo", libera traduzione da *Parachutist* del gennaio 2003.